

Technischer Prüfstand

Nur für den Dienstgebrauch

Technische Berichte

und

Vorabdrucke

aus

Jahrbuch 1942 der deutschen Luftfahrtforschung

Lieferung 8 und 9

7604

Herausgegeben

von der Zentrale für wissenschaftliches Berichtswesen der Luftfahrtforschung
des Generalluftzeugmeisters (ZWB) - Berlin-Adlershof

Inhaltsverzeichnis

„Über die Adsorption geladener Dipolmoleküle an festen Modellen“. Von H. Dunken, Halle	65
„Lastverteilung über die Flügeltiefe mit und ohne Klappenausschlag“. Von G. Schmitz und A. Jensen, Warnemünde	71
„Bugradlenkung“. Von E. Maier, Stuttgart	78
„Die Fehl Anzeige des Kurskreisels im Kurvenflug“. Von F. Fischer und M. Bergsträßer, Berlin	79
„Das Flügelflattern als komplexes Eigenwertproblem“. Von P. Jordan, Göttingen	85
„Elektrischer Antrieb für Flugzeugräder“. Von H. P. Zoeppritz, Stuttgart	86
„Dreimomentenwaage für Kraftmessungen in Strömungskanälen“. Von W. Frössel und E. Kunze, Göttingen	87
„Bemerkung über Höhenangaben in der Luftfahrt“. Von K. Heintz, Dessau	91
Aus deutschen Forschungsanstalten	95
Berichtigung	96

Zur Beachtung!

Dieser Bericht ist bestimmt für die Arbeiten im Dienstbereich des Empfängers. Der Bericht darf innerhalb dieses Dienstbereichs nur an Persönlichkeiten ausgehändigt werden, die aus dem Inhalt Anregungen für ihre Arbeiten zu schöpfen vermögen.

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

Der Bericht ist unter Stahlblechverschluß mit Patentschloß zu halten.

TECHNISCHE BERICHTE

Herausgegeben
von der Zentrale für wissenschaftliches Berichtswesen der Luftfahrtforschung
des Generalluftzeugmeisters (ZWB) / Berlin-Adlershof

Bd. 10 (1943)

Heft 3

Über die Adsorption gelöster Dipolmoleküle an festen Metallen

Von H. Dunken, Halle

A 27

Übersicht: Die besonders für das Problem der Schmierung im Gebiet der Grenzreibung wichtige Frage der Adsorption gelöster Dipolmoleküle an festen Metallen wurde untersucht. Die relative Sättigung der Adsorptionsschicht mit zunehmender Konzentration der an das Metall grenzenden Lösung der polaren Moleküle wird mit Hilfe der durch adsorbierte Moleküle besonders stark beeinflussbaren statischen oder Haftreibung verfolgt. Zu diesem Zweck wurden ein halbautomatisches Meßgerät und eine zur Erzielung eindeutig reproduzierbarer und auf wenige Prozent genauer Reibungszahlen geeignete Form der Reibungsstelle entwickelt. Die Arbeitsweise wird beschrieben, und die ersten mit verschiedenen Metallen, Lösungsmitteln und gelösten polaren Stoffen erhaltenen Meßergebnisse werden mitgeteilt. Auffallend und aufschlußreich sind die beobachtete außerordentlich starke Adsorption von Stearinsäure an Metallen sowie der bei Anwesenheit einer gesättigten Adsorptionsschicht dieser Säure auftretende, im Verschwinden endlicher Haftreibung bestehende „Gleiteffekt“. Der Einfluß von Oxydation und Sulfidierung auf die Haftreibung wird zahlenmäßig belegt.

Gliederung

- I. Einleitung
- II. Ermittlung der Haftreibung
 - A. Einfluß der Art des Meßgerätes
 - B. Einfluß der Form der Reibungsstelle
 - C. Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit
 - D. Einfluß der Verunreinigungen
 - E. Einfluß der Zeit
- III. Ausführung der Messung
- IV. Meßergebnisse
 - A. Schwache Adsorption
 - B. Starke Adsorption
 - C. Grenzreibung
- V. Zusammenfassung

I. Einleitung

Über die Adsorption gelöster Moleküle an festen Metallen ist noch recht wenig bekannt, obwohl sie in praktischer wie theoretischer Hinsicht bedeutsam ist. Die praktische Bedeutung liegt auf den Gebieten der Schmierung, der Flotation, der Anstriche, der Katalyse usw., ihre theoretische darin, daß es einige Untersuchungen über die Natur des Adsorptionspotentials zwischen metallischen Grenzflächen und insbesondere Dipolmolekülen, aber kein zur weiteren Ausbildung der Adsorptionstheorien ausreichendes experimentelles Material gibt. Denn für die zu dem letzterwähnten Zweck ebenfalls dienlichen Adsorptionsmessungen mit Gasen ist die Reihe der für die hierzu hervorragend ausgebildeten Meßmethoden zur Verfügung stehenden Dipolstoffe nur klein. Die große Zahl der aus Lösungen adsorbierbaren Dipolstoffe blieb wegen experimenteller Schwierigkeiten unausgenutzt. Schwierigkeiten derartiger Messungen an Lösungen liegen darin, daß es nicht leicht möglich ist, für die übliche Adsorptionsmethodik Metallpulver mit so großer spezifischer Oberfläche wie zum Beispiel die viel untersuchte Holzkohle so herzustellen und zu behandeln, daß die

Oberfläche bis zur Berührung mit der Lösung einwandfrei metallisch bleibt und nicht durch Oxyde oder anderweitig verunreinigt wird. Für das Arbeiten mit Metallpulvern kleiner spezifischer Oberfläche sind dagegen sehr empfindliche Methoden zur Bestimmung der Konzentration der Lösung nach der Adsorption erforderlich. Man wird also immer vor dem Dilemma stehen, mit starken eben deshalb aber leicht verunreinigten Adsorbentien gut meßbare Konzentrationsunterschiede oder mit schwachen aber rein bleibenden Adsorbentien nur geringe Konzentrationsunterschiede zu erhalten. Der erste Weg wurde von Harkins und Gaus¹⁾, der zweite von Heymann und Boye²⁾ beschritten. Wie diese nur als Ansätze zu wertenden Arbeiten zeigen, sind die genannten Schwierigkeiten nicht unüberwindbar, doch dürfte in ihnen der Grund für die Spärlichkeit des im Schrifttum zu findenden Meßmaterials zu sehen sein, das mit den angeführten Arbeiten erschöpft ist.

II. Ermittlung der Haftreibung

Hier soll nun über den Versuch berichtet werden, die beschriebenen Hindernisse zu umgehen, indem an makroskopischen Metalloberflächen die relative Sättigung der Adsorptionsschicht bei bestimmter Konzentration der Lösung mittels der Haftreibung gemessen wird³⁾. Makroskopische Oberflächen haben den Vorteil, daß sie leicht zu reinigen und übersichtlich zu handhaben sind; und daß die verschiedensten Metalle unabhängig davon untersucht werden können, ob sie überhaupt in feinsten Verteilung herstellbar sind. Außerdem können die Versuchsbedingungen so gewählt werden, daß die Konzentration der Lösung durch die adsorptive Belegung des Me-

1) W. D. Harkins und D. M. Gaus, Journ. Americ. Chem. Soc. Bd. 53 (1931) S. 2804.

2) E. Heymann und E. Boye, Koll.-Zs., Bd. 59 (1932) S. 153.

3) Unmittelbare Adsorptionsmessungen sind auch in Angriff genommen, durch die Einberufung des Bearbeiters, Studientrat Cuny, aber vorläufig unterbrochen worden.

talls nur unmeßbar verändert wird¹⁾ und deshalb keine Analyse notwendig wird, da die Konzentration von der Einwaage her bekannt bleibt.

Die als Indikator der relativen Sättigung der Adsorptionsschicht benutzte Haftreibung oder Reibung der Ruhe wird durch die Reibungszahl μ_H gemessen, die als Quotient von tangentialer Reibungskraft und normaler andrückender Kraft definiert ist, wenn zwei einander berührende Körper aus der Ruhe in tangentiale Bewegung relativ zu einander gesetzt werden sollen. Der Haftreibung sind bisher noch nicht so eindeutige und reproduzierbare Maßzahlen zugeordnet, wie man das bei anderen physikalischen Größen gewohnt ist. Das drückt sich darin aus, daß Reibungszahlen häufig nur mit einer Stelle oder innerhalb ziemlich weiter Grenzen angegeben werden. Die Werte schwanken oft von einer Versuchsanordnung zur anderen und an ein und demselben Gerät von einer Messung zur anderen nicht minder. Angesichts dieser Sachlage erscheint es unangebracht, gerade die in ihrem Wesen noch wenig geklärte Haftreibung zur Messung einer anderen gleichfalls noch ungeklärten Erscheinung wie der hier zu verfolgenden speziellen Adsorption heranziehen zu wollen. Dieses Bedenken wird hinfällig, wenn man den Ursachen für die Unbestimmtheit der Reibungszahlen nachgeht. Ein Grund für eine gewisse Unschärfe der Reibungszahlen an einer bestimmten Werkstoffpaarung liegt in dem Wesen der Reibung selber; denn die individuelle Festigkeit der vornehmlich auf Scheerung beanspruchten mikroskopischen stofflichen und energetischen Hindernisse, welche mit ihrem Widerstand gegen eine Bewegung die Haftreibung ausmachen, muß in weiten Grenzen schwanken, da diese Hindernisse verschiedener Art und Größe sein können, während ihre spezifischen Festigkeiten vielleicht nicht allzu verschieden sind²⁾.

Durch geeignete Wahl der Versuchsbedingungen, wie insbesondere die Gestaltung der haftenden Teile und die Beschaffenheit der Metalloberflächen, ist es aber möglich die Schwankungsbreite der Haftreibung zu vermindern; offenbar wird dabei eine vereinheitlichende Auswahl unter den erwähnten „Hindernissen“ getroffen. Ein anderer Grund für die Unschärfe der Haftreibung liegt darin, daß die Haftreibung in noch wenig bekannter Weise von einer großen Zahl verschiedener Faktoren abhängt. Deren Konstellation muß solange teilweise dem Zufall überlassen bleiben, wie man nicht alle Einflüsse kennt und beherrscht. Einer dieser Faktoren ist nun das Vorhandensein chemisch oder adsorptiv an der Oberfläche gebundener Fremdmoleküle, durch die wohl die Reibung am stärksten verändert werden kann. In Analogie zu dem Großhusschen Grundgesetz der Photochemie gilt der Satz, daß Fremdmoleküle nur dann die Haftreibung beeinflussen können, wenn sie an der Körperoberfläche gebunden sind. Im Verein mit der Annahme, daß die Wirkung von solchen an der Oberfläche gebundenen Molekülen auf die Reibung proportional ihrer relativen Bedeckung der Oberfläche sein

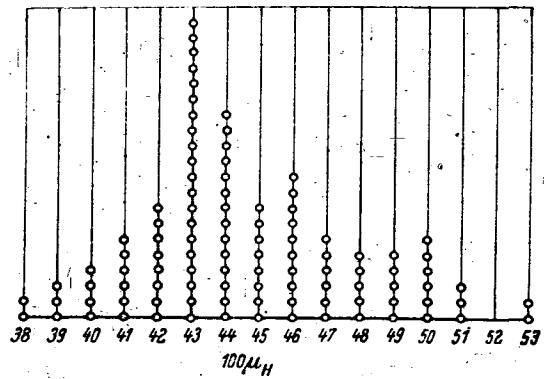


Bild 1. Fehlerverteilung der Haftreibung von Messing an Messing in Benzol

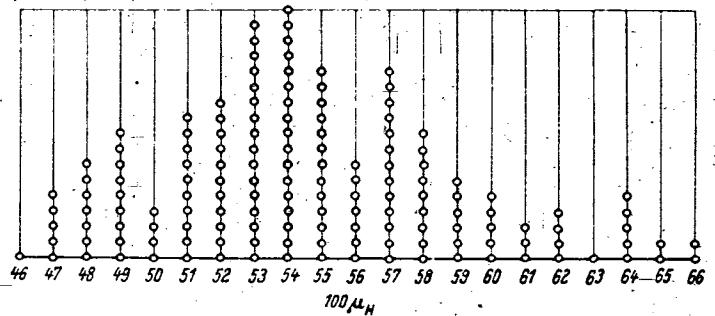


Bild 2. Fehlerverteilung der Haftreibung von Eisen an Messing in Benzol

muß, bildet dieser Satz die Grundlage des Vorhabens, mit Hilfe der Haftreibung die Adsorption an Oberflächen fester Körper erkunden zu wollen.

Es wurden zunächst die Bedingungen untersucht, unter denen eine Haftreibung mit der Genauigkeit festgelegt werden kann, die notwendig ist, um den Gang der Haftreibung mit der Konzentration der die Haftstelle umgebenden Lösung zuverlässig genug erkennen zu können. Es wurde deshalb der Einfluß folgender Faktoren untersucht:

- A. Art des Meßgerätes
- B. Form der Reibungsstelle
- C. Oberflächenbearbeitung
- D. Verunreinigungen
- E. Zeit.

Erstrebt wurde zuverlässige Wiederholbarkeit der Meßergebnisse bei einer durchschnittlichen Abweichung der Einzelmessung vom Mittelwert von einigen Prozenten und eine nicht zu umständliche Arbeitsweise.

A. Einfluß der Art des Meßgerätes

Nachdem eine Torsionsvorrichtung als ungeeignet verworfen worden war, wurde eine übliche Konstruktion geprüft, bei welcher ein Gleitkörper auf einer waagrecht unterlage ruhte und an dem Gewichte, deren senkrechter Zug über ein leichtgängiges Rädchen in horizontale Richtung umgelenkt wurde, angreifen konnten. Als Gleitkörper wurden flache zylindrische sowie linsen- und uhrglasförmige Metallstücke ausprobiert. Die Ergebnisse waren auch bei Mittelwertbildungen aus sehr vielen Einzelmessungen mit 25% und mehr Fehler behaftet und es bestand eine sehr starke Empfindlichkeit gegen Erschütterungen. Wenn der Gleitkörper unter einem zur Bewegung nicht ausreichenden Zug stand, konnten geringste Erschütterungen die Bewegung auslösen. Solche Erschütterungen waren insbesondere beim Zuliegen der Gewichte nicht zu vermeiden. Daher wurde eine Vorrichtung nach dem Prinzip der schiefen Ebene gebaut, bei welcher Aussicht auf Vermeidung solcher bei der Mes-

1) Eine Ausnahme hiervon scheinen die unten besprochenen Fälle besonders starker Adsorption zu bilden.

2) Nachdem Bowden und Leben, Proc. Roy. Soc. A, 169 (1939), S. 371 qualitative Zusammenhänge zwischen Reibung und mechanischen Metalleigenschaften aufzeigten, könnte man daran denken, die quantitativen Zusammenhänge an Hand der Schwankungsbreiten der Reibung und der in sie eingehenden Stoffeigenschaften zu erfassen. Ein Anfang hierzu ist mit unseren Verteilungsbildern gemacht, von denen hier zwei (mit einem von dem hier beschriebenen abweichenden Reibungseinsatz gemessene) Beispiele in den Bildern 1 und 2 gebracht werden. Man erkennt die Änderung der Verteilungsstruktur beim Übergang von Messing-Messing zu Messing-Eisen im Sinne einer Aufspaltung und Verbreiterung.

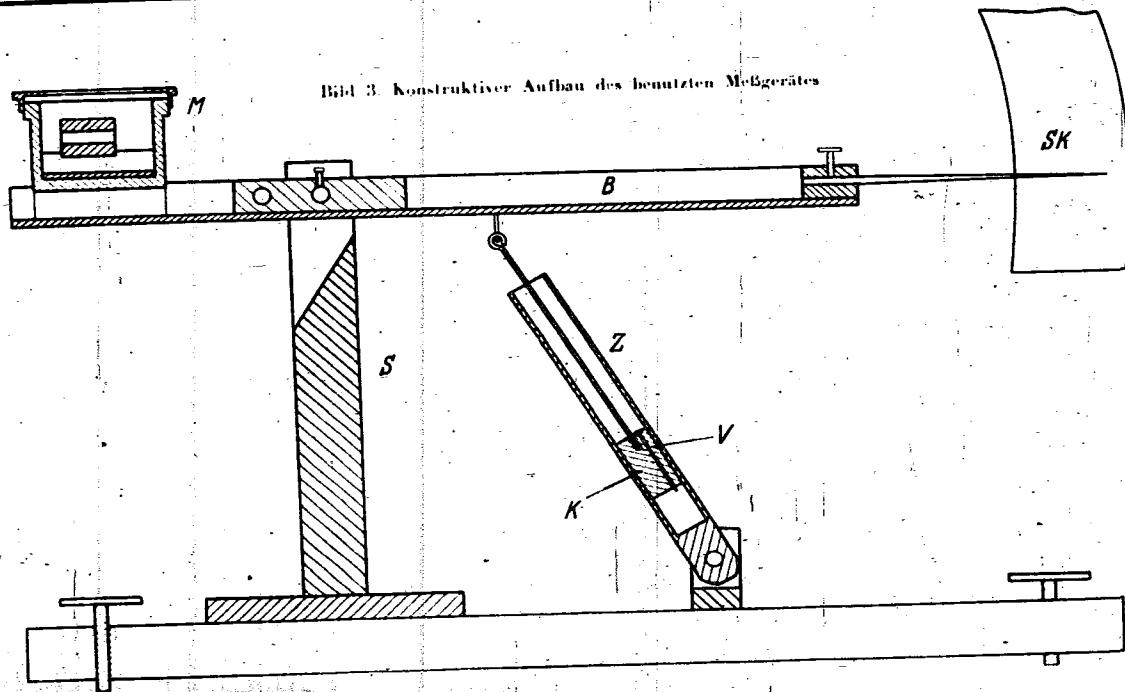


Bild 3. Konstruktiver Aufbau des benutzten Meßgerätes

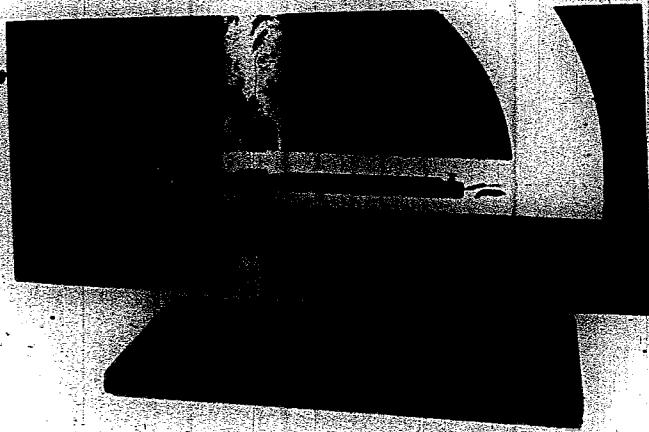


Bild 4. Ansicht des Meßgerätes nach Bild 3

sung selbst auftretenden Erschütterungen bestand. Es wurde der Winkel gemessen, bei welchem ein auf der schiefen Ebene liegender Körper abgleitet; der Tangens dieses Winkels ist bekanntlich die Reibungszahl. Als Gleitkörper wurde hier vor allem eine auf drei Füßen ruhende Metallplatte untersucht. Mit diesem Apparat konnten nur wenig bessere Ergebnisse erzielt werden. Erschütterungen durch die Bedienung waren auch hier nicht vollkommen zu vermeiden. Das Abgleiten wurde oft durch eine Drehung der Platte um eine senkrecht zur Plattenebene stehende Achse eingeleitet. Diese Erscheinung ist ein Beispiel für eine Fehlerquelle, die später noch eingehender beobachtet werden konnte, und die darin besteht, daß die Bewegungsmöglichkeit des aus dem Haften abgleitenden Körpers nicht eindeutig genug festliegt.

Auf Grund der so gewonnenen Erfahrungen wurde nun eine Apparatur ausgearbeitet, die nach dem Prinzip der schiefen Ebene wirkt, bei der jedoch, um Erschütterungen zu vermeiden, der Abgleitwinkel nicht durch den Messenden eingestellt wird, sondern bei welcher die Neigung der Gleitunterlage stetig unter dem Einfluß der Schwerkraft zunimmt. Die Konstruktion ist aus Bild 3 und der Aufbau aus Bild 4 zu ersehen. Die eigentliche Gleitvorrichtung befindet sich in dem Meßgerät M, das mit einem Fuß in einem entsprechenden Ausschnitt des

Balkens B sitzt. Dieser Balken ist auf der Säule S drehbar gelagert. Durch Übergewicht auf der Seite des Meßgefäßes sinkt diese ab und neigt sich, wobei die Bewegung durch eine Ölbrücke verlangsamt und gleichförmig wird. Diese Bremse besteht aus einem am Grundbrett schwenkbar befestigten Zylinder Z mit einem Kolben K, in dem ein Ventil V sitzt. Dieses Ventil öffnet sich, wenn der Balken in seine Ausgangslage zurückgedreht wird, damit diese Bewegung nicht auch durch die Ölfüllung gebremst wird. An dem rechten Balkenende ist ein Zeiger, mit dessen Hilfe die Reibungszahl unmittelbar auf der Skala SK in dem Augenblick abgelesen wird, in dem das Abgleiten optisch oder akustisch wahrgenommen wird.

B. Einfluß der Form der Reibungsstelle

Bild 5 zeigt das Meßgerät mit dem Reibungseinsatz einer U-Schiene als Unterlage und einer Walze als Gleitkörper. Der Reibungseinsatz ist in Bild 6 noch einmal allein abgebildet. Diese Formgebung erwies sich als die geeignetste. Mit ihr ist es möglich geworden, Reibungszahlen mit einer Genauigkeit von 2 bis 4% zu messen. Diese Formgebung der Reibungsteile geht über verschiedene Zwischenstadien auf die Kreuzdrahtversuche von Holm²⁾ zurück. Ein solches Zwischenstadium von einem Reibungskörper, der auch auf eine U-Schiene gesetzt wurde, und der noch das Prinzip der gekreuzten Drähte klar erkennen läßt, zeigt Bild 7. Mit einem solchen Körper werden ähnlich gute Ergebnisse erzielt wie mit der Walze, doch können mit ihm keine Reibungszahlen gemessen werden, die höher als 1 sind, weil sich dann der untere Ring abhebt, was zu Störungen durch auftretende Schwingungen führt. Die Kanten der Schiene, auf welchen die Walze liegt, sind abgerundet. Scharfe Kanten geben nach einigen Gleitungen unregelmäßige Werte, weil sie zu einer Kette von Sätteln deformiert werden. Die hier gezeigte Anordnung ermöglicht ein Arbeiten unter Luftabschluß, da der Gleiter, ohne daß das Gefäß geöffnet werden muß, durch Neigen des Balkens nach der Zeigerseite in seine Ausgangslage zurückgebracht werden kann. Der Verschuß des Meßgefäßes mittels Glasplatte und Gewindinger soll nicht nur die Luft abhalten, sondern auch ein Verdampfen der Flüssigkeit und ein Auslaufen derselben aus dem geneigten Gefäß verhindern. Eine Heizung ist vorgesehen. Andere Metalle

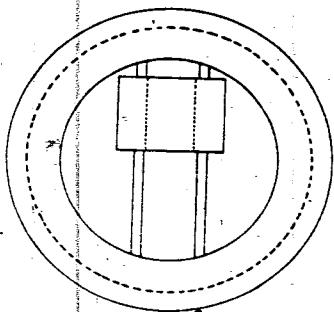
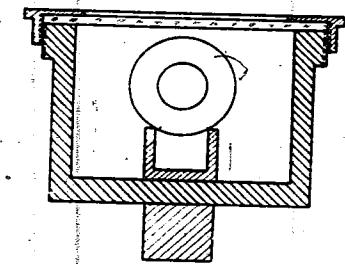


Bild 5. Meßgefäß mit Reibungseinsatz

Bild 7 (rechts). Zwischenlösung für die Formgebung des Reibungskörpers

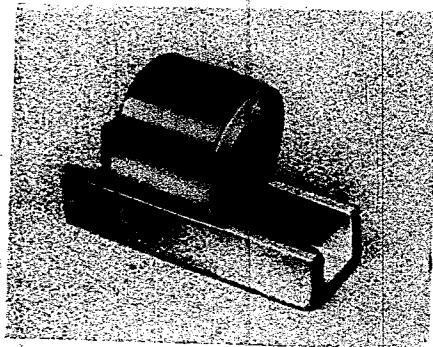


Bild 6. Reibungseinsatz



als Messing, Eisen und Aluminium konnten bisher nur in Form elektrolytischer Überzüge zu Messungen verwandt werden.

C. Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit

Wenn mindestens eine Oberfläche der haftenden Metallteile, mit denen man die Reibung messen will, eben ist, so hängt die Reibungszahl und ihre Schwankungsbreite wesentlich von der Oberflächenbeschaffenheit ab. Nach unseren Beobachtungen ist eine polierte Oberfläche ebenso wie eine raue zu genauen Messungen ungeeignet. Bei Verwendung von Schiene und Walze ist die Reibungszahl in verhältnismäßig weiten Grenzen von der Oberflächenbeschaffenheit unabhängig. Es ist gleichgültig ob die Oberfläche nur mit Schmirgelleinen Nr. 1/0 geschliffen oder danach noch mit Polierpapier oder einem weichen Lederlappen poliert wird. Die obere zulässige Grenze der Rauigkeit ist bei Metallen verschieden; z. B. darf man Messing noch mit einem gröberen Korn schmirgeln als Silber, ohne die Meßbarkeit der Reibung zu verschlechtern.

D. Einfluß von Verunreinigungen

Da zunächst nur rein metallische Oberflächen untersucht werden sollten, wurden einige Beobachtungen über den Einfluß der Oxydation gemacht⁶⁾, indem frisch geschliffene und an Luft gealterte Oberflächen zur Messung gebracht wurden. In Cyclohexan war die Reibung von Messing auf Messing dieselbe, ob unter Cyclohexan geschmirgelt und das Metall bis zur Messung nicht mit Luft in Berührung kam, oder ob es an der Luft geschmirgelt und einige Minuten lang mit Luft in Berührung war. An Luft hat sich eine Messingoberfläche nach einem Tag deutlich dunkler gefärbt und die Reibung ist niedriger geworden. Fettige Verunreinigungen können mit Lösungsmitteln durch wiederholtes Spülen entfernt werden.

⁶⁾Über deren Einfluß in der Arbeit von T. P. Hughes und G. Wittingham ausführlicher berichtet wird (vgl. Transactions of the Faraday Society Bd. 38 (1942) S. 9).

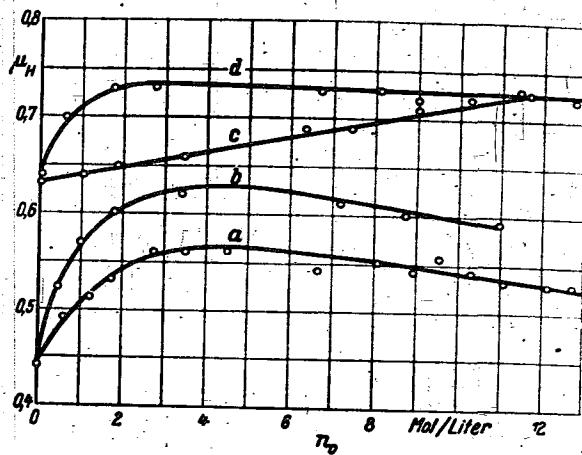


Bild 8. Ergebnisse mit Lösungen von *n*-Propanol und *n*-Butanol
 a Propanol-Benzol/Messing c Butanol-Benzol/Silber
 b Butanol-Benzol/Messing d Propanol-Benzol/Silber

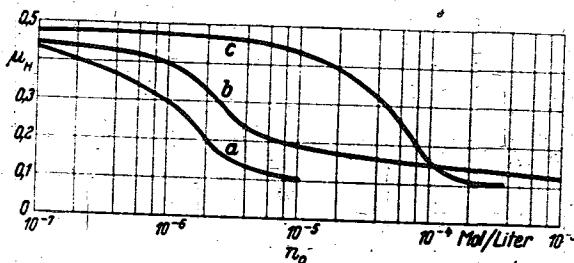


Bild 9. Einfluß des Lösungsmittels auf die Adsorption von Stearinsäure an Messing
 a Cyclohexan b Benzol c Tetrachlorkohlenstoff

Die wirksamsten Lösungsmittel sind Äthylacetat und Aceton. Es wird solange gespült, bis die Reibung bei Anwesenheit des Reinigungsmittel sich nicht mehr ändert. Dann muß das Reinigungsmittel entfernt werden, was durch Spülen mit der Meßflüssigkeit erreicht wird. Auch hierbei muß nun die Meßflüssigkeit so oft erneuert werden, bis sich die Reibung nicht mehr ändert.

E. Einfluß der Zeit

Änderungen der Reibung mit der Zeit können sehr oft beobachtet werden. Wenn zum Beispiel das Gefäß noch nicht ausreichend mit der Meßflüssigkeit gespült war, so beobachtet man zunächst einen Reibungswert, der dem des Reinigungsmittels nahe kommt. Nach einer Zeit von einigen Minuten bis zu einigen Stunden ist dann die Reibung bis auf einen konstant bleibenden Wert verändert, der aber noch nicht der endgültig der Meßflüssigkeit zukommende Wert zu sein braucht, der vielleicht erst nach nochmaliger Füllung erhalten wird. In diesem Falle beobachtet man also die Desorptionszeit. Die Adsorptionszeit ist zu beobachten, wenn man mit der Messung von dem Lösungsmittel zur Lösung übergeht. Sie ist bei den von uns benutzten niedrigviskosen Stoffen von solcher Größe, daß das Adsorptionsgleichgewicht nach etwa 5 min erreicht wird. Bei konzentrierten Lösungen ist die Adsorptionszeit so kurz, daß sie nicht gemessen werden konnte. Bei sehr verdünnten Lösungen erfolgt die Einstellung des endgültigen Reibungswertes gleichfalls sehr schnell, was darauf schließen läßt, daß mindestens zwei Einflüsse auf die Adsorptionsgeschwindigkeit vorhanden sind, vielleicht die Diffusionsgeschwindigkeit und die eigentliche Adsorptionsgeschwindigkeit. Ein Zeiteffekt sehr hoher Geschwindigkeit ist zu bemerken, wenn die Walze kurz vor dem Abgleiten um ihre Längsachse in eine neue Lage gedreht wird. Es war dann immer eine geringe Erniedrigung der Reibung um etwa 0,05 festzustellen.

wenn innerhalb der nächsten 20 s das Abgleiten eintritt. Wenn jedoch die Walze 30 bis 60 s in der neuen Lage war, wurde wieder der höhere Wert der Reibung gemessen, der sich auch nicht ändert, wenn man noch sehr viel länger wartet. Am Beispiel Stearinsäure/Tetrachlorkohlenstoff wurde dieses Verhalten näher untersucht indem die Konzentrationsabhängigkeit der Haftreibung nach zwei verschiedenen Ruhezeiten gemessen wurde. Es war kein systematischer Unterschied zu beobachten, ob die Ruhezeit nun 20 oder 300 s betrug. Der eben beschriebene Zeiteffekt ist nur an Lösungen zu beobachten, was schließen läßt, daß es sich um einen Vorgang an der Adsorptionsschicht handelt. Bei reinen Flüssigkeiten ist er nicht zu beobachten. Wenn in dem Meßgefäß keine Luftblase ist, kann die Reibung wochenlang unverändert bleiben. Dieser Versuch wurde mit Messing/Messing in Cyclohexan gemacht. Was die Reinheit der Lösungsmittel und der zu lösenden Stoffe betrifft, so müssen die extremsten Ansprüche in dieser Hinsicht gestellt werden.

III. Ausführung der Messung

Wenn hier über die bisherige Beschreibung hinaus der Ablauf einer Messung zusammenhängend dargestellt wird, so deshalb, weil man selten eingehende Angaben über die Ausführung von Reibungsmessungen findet, so daß eine Beurteilung der angegebenen Zahlenwerte nicht immer möglich ist.

Nach der Oberflächenbearbeitung wird die Gleitvorrichtung in das Meßgefäß eingesetzt und die oben beschriebene Reinigung durchgeführt. Auf das Einfüllen des Lösungsmittels folgen Messungen, die mit immer wieder frischem Lösungsmittel wiederholt werden, bis sich die Reibungszahl nicht mehr ändert. Mit einer Füllung, also für einen Kurvenpunkt, werden 10 Einzelmessungen ausgeführt. Die Abweichungen der Einzelmessungen vom Mittelwert betragen durchschnittlich 4%, so daß der Fehler des Mittelwertes selber 2% beträgt. Die Lösungen werden durch einpipettieren der zu lösenden Stoffe oder ihrer Stammlösungen in das Meßgefäß hergestellt. Nach dem Verdünnen wird umgeschüttelt und etwa fünf Minuten gewartet, bis mit den Messungen begonnen wird. Die Viskosität der Füllung der Ölbremse wird so eingestellt, daß die Dauer des Absinkens 30 Sekunden beträgt. Die Skala ist in Einheiten von 0,01 geteilt und die Ablesegenauigkeit beträgt je nach Übung des Messenden 0,005 Einheiten oder weniger.

IV. Meßergebnisse

Bisher wurde die Konzentrationsabhängigkeit der Haftreibung an Lösungen von Alkoholen und Fettsäuren in Kohlenwasserstoffen oder Tetrachlorkohlenstoff an mehreren Metallen untersucht. Die Ergebnisse lassen sich zwanglos in solche, die eine verhältnismäßig geringe Adsorption und solche, die eine sehr starke Adsorption anzeigen, einteilen.

A. Schwache Adsorption

In Bild 8 sind die Ergebnisse mit Lösungen von n-Propanol und n-Butanol in Benzol an Messing und Silber dargestellt. Während am Messing in beiden Fällen der Alkohol aus der Lösung adsorbiert wird, geht offenbar am Silber nur das Propanol bevorzugt an das Metall, während der gradlinige Verlauf der mit Butanol gemessenen Kurve keine Adsorption erkennen läßt. Für die beiden Messingkurven ist ein geringes Absinken der Reibung nach der beim Maximum erreichten Sättigung der

Adsorptionsschicht kennzeichnend. Es ist vermutlich auf die Ausbildung weiterer Schichten adsorbierter Moleküle über die erste Schicht hinaus zurückzuführen.

B. Starke Adsorption

In Bild 9 sind die mit Stearinsäure in verschiedenen Lösungsmitteln an Messing erhaltenen Ergebnisse zusammengefaßt. Wenn man die Konzentrationsangaben der Bilder 8 und 9 vergleicht, so erkennt man den Grund der Einteilung in starke und schwache Adsorption. Die Sättigung der Metalloberflächen mit den Säuremolekülen wird bereits bei Normalitäten von der Größenordnung 10^{-5} erreicht gegenüber Normalitäten von 2 bis 3 der Alkohole.

1. Lösungsmittelleinfluß. — Da die drei Lösungsmittel Cyclohexan, Benzol und Tetrachlorkohlenstoff fast die gleiche Haftreibung von Messing auf Messing ergeben und der bei höheren Konzentrationen erreichte Endwert ebenfalls derselbe, nämlich 0,1 ist, kann man an den Haftreibungskurven unmittelbar die Adsorptionsintensität ablesen, die für Stearinsäure in der angegebenen Reihenfolge der Lösungsmittel abnimmt. Die gleiche Reihenfolge der Lösungsmittel erhält man, wenn man sie nach der Größe ihrer Haftarbeiten an Quecksilber — 128, 143 und 149 erg/cm² — ordnet. Wenn man beachtet, daß es sich bei einer Adsorption aus Lösungen immer um einen Wettbewerb der Moleküle der beiden in der Lösung enthaltenen Stoffe um die Besetzung der Grenzfläche handelt, so erscheint dieser Zusammenhang von Haftarbeit des Lösungsmittels und desorbierender Wirkung verständlich.

2. Metalleinfluß. — Es wurde die Adsorption von Stearinsäure aus Cyclohexan an verschiedenen Metallen untersucht. Abgesehen davon, daß nach gleicher

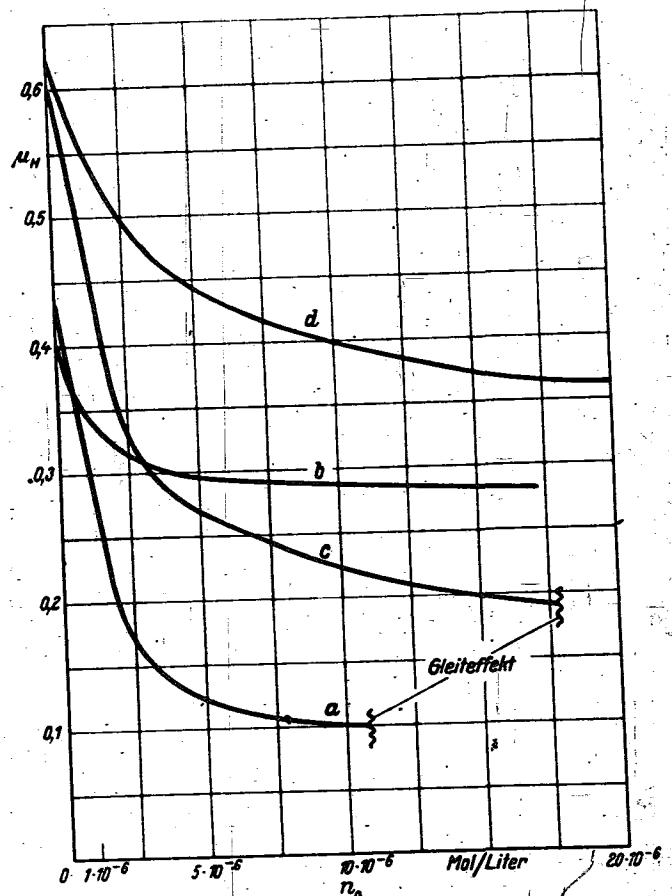


Bild 10. Metalleinfluß auf die Adsorption von Stearinsäure aus Cyclohexan
a Messing b Eisen c Aluminium d Silber

Oberflächenbearbeitung die Haftreibung der Metalle in verschiedener Höhe liegt, ist hier kein wesentlicher Unterschied zu erkennen. Bei allen Kurven sind (siehe Bild 10) in groben Zügen drei Gebiete zu erkennen. Erstens ein sehr steiler Abfall bei geringsten Konzentrationen⁷⁾, dem sich zweitens eine Strecke wesentlich geringerer Neigung anschließt und der dann drittens das Gebiet des weiter unten zu besprechenden Gleiteffektes folgt. Ohne aus diesen Ergebnissen mehr herauslesen zu wollen, als zunächst verantwortet werden kann, liegt die Annahme sehr nahe, daß sich in dem Übergang von dem anfänglichen steilen Abfall zu der geringeren Neigung die Sättigung der Adsorptionsschicht anzeigt. Unter dieser Sättigung ist die Ausbildung einer monomolekularen Schicht zu verstehen. Nun beträgt die gesamte innere makroskopische Oberfläche des Meßgefäßes einschließlich des Einsatzes 104 cm². Um diese Fläche mit Stearinsäuremolekülen, deren Querschnitt $20 \cdot 10^{-16}$ cm² beträgt, zu besetzen, sind $0,8 \cdot 10^{-7}$ Mole notwendig. Bei einer Normalität von 5 bis $10 \cdot 10^{-6}$ ist aber die Menge der in den 20 ccm der Meßflüssigkeit enthaltenen Moleküle von gleicher Größe, nämlich 1 bis $2 \cdot 10^{-7}$ Mole. Das bedeutet, daß aus Cyclohexan die Stearinsäure so stark adsorbiert wird, daß zunächst alle in das Gefäß gebrachten Moleküle festgelegt werden, bis die Metalloberfläche besetzt ist. Der Gedanke an eine chemische Reaktion liegt natürlich nahe. Aber die Stearinsäure kann durch Lösungsmittel restlos wieder desorbiert werden; ob die Desorption allerdings als Salz erfolgt, konnte noch nicht festgestellt werden. Als Argument gegen eine chemische Reaktion ist auch die Messung in Tetrachlorkohlenstoff anzuführen, die im Vergleich mit der Messung in Cyclohexan auf die Verschiebung eines Adsorptionsgleichgewichts hinweist.

C. Grenzreibung

Obwohl es nicht das Ziel der vorliegenden Untersuchung war, die Natur der Grenzreibung unmittelbar zu erforschen, sondern die Haftreibung für einen ganz speziellen Zweck meßgerecht zu machen, soll hier eine Beobachtung mitgeteilt werden, die nicht ganz unwesentlich sein dürfte. Nach dem Absinken der Haftreibung mit zunehmender Konzentration auf einen Wert von etwa 0,1 macht sich mit weiterer Zunahme der Konzentration ein weiteres flaches Absinken der Haftreibung bemerkbar, bis bei μ_H ungefähr gleich 0,08 eine gänzlich neue Erscheinung auftritt, nämlich das von Ch. Jacobs⁸⁾ zuerst beobachtete und dann von R. Holm⁹⁾ wieder beschriebene Verschwinden endlicher Haftreibung überhaupt, indem bei jedem noch so kleinen Winkel ein Gleiten mit umso geringerer Geschwindigkeit auftritt, je kleiner dieser Winkel ist. Dieses flüssigkeitsähnliche Verhalten der Adsorptionsschicht scheint erst einzutreten, nachdem die Adsorptionsschicht mehr als eine Molekülschicht dick ist, da dieser Gleiteffekt nicht beobachtet wird, wenn mit Absicht nur eine einzige Moleküllage nach der Blodgettmethode auf dem Metall angebracht wird, wie das von japanischen und angelsächsischen Verfassern häufig geschieht, von denen jedoch der Gleiteffekt nie beschrieben worden ist. Das von Holm angewandte Verfahren zur Erzeugung eines Epilamens läßt die Möglichkeit zur Ausbildung mehrerer Molekülschichten zu. Ganz geklärt scheint die Voraussetzung für das

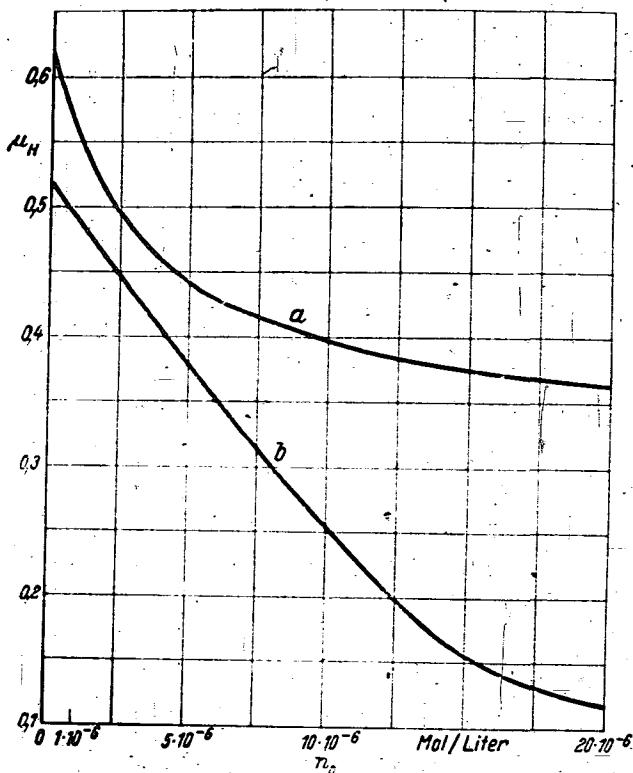


Bild 11. Haftreibung von Silber auf Silber bei Gegenwart von Stearinsäure in Cyclohexan
a. Metallische Oberfläche b. Oxydische Oberfläche

Auftreten des Gleiteffektes nicht zu sein; das Lösungsmittel spielt dabei eine Rolle, da z. B. in benzolischer Lösung an Messing der Effekt ausblieb. Auch konnte er noch nicht an allen untersuchten Metallen gefunden werden.

Der Einfluß von chemischen Veränderungen der Metalloberfläche, der von Hughes und Wittingham eingehend untersucht wurde¹⁰⁾, kann auch durch eigene Messungen belegt werden. Bild 11 zeigt die Verschiedenheit der Konzentrationsabhängigkeit der Haftreibung von Silber mit reiner Oberfläche und mit durch Liegen an der Luft wahrscheinlich oxydisch verunreinigter Oberfläche. Sulfidierung des Silbers bis zu einer eben sichtbaren Verfärbung setzt die Haftreibung mit Cyclohexan von 0,62 auf 0,52 und mit $2 \cdot 10^{-5}$ -normaler Stearinsäurelösung in Cyclohexan von 0,36 auf 0,17 herab.

V. Zusammenfassung /

In der beschriebenen Art und Weise sind erstmalig systematische Messungen der Adsorption gelöster Moleküle an festen Metallen möglich geworden und in Angriff genommen, wie die Ergebnisse zeigen. Die schon durch die Untersuchungen an Quecksilber¹¹⁾ erschlossene Vielfalt der Erscheinungen, die bei der Wechselwirkung von gelösten Molekülen mit einem Metall möglich sind, wird dadurch zunächst noch größer und vielleicht verwirrender. Im Zusammenhang mit unseren Kenntnissen der molekularen und übermolekularen Ordnung in Flüssigkeiten so wie einem weiteren Ausbau der Theorie der Adsorption an Metallen werden jedoch bald auch für die Praxis nutzbare Ergebnisse zu erzielen sein.

10) Vergleiche Fußanmerkung⁶⁾.

11) H. Dünken, Zeitschrift für physikalische Chemie (B) Bd. 47 (1940) S. 195. — H. Dünken, I. Fredenhagen u. K. L. Wolf, Kolloid-Zs. Bd. 95 (1941) S. 186 und Bd. 101 (1942) S. 20. — Dissertation von I. Fredenhagen, Halle 1942. — K. L. Wolf, Die Chemie Bd. 55 (1942) S. 295. H. Dünken, Annalen der Physik Bd. 41 (1942) S. 567.

7) Ein nachweisbares Absinken der Reibung erfolgt schon bei einer Normalität von 10^{-7} , also bei einer Konzentration, die der der Wasserstoffionen im Wasser entspricht.

8) Ch. Jacobs, Annalen der Physik, Bd. 38 (1912) S. 123.

9) R. Holm: Die technische Physik der elektrischen Kontakte, Berlin 1911.

Lastverteilung über die Flügeltiefe mit und ohne Klappenausschlag

G. Schmitz und A. Jensen, Warnemünde

Bericht der Ernst Heinkel Flugzeugwerke G. m. b. H., Abt. Flugbeanspruchungen

P 311

Übersicht: Die Lastverteilungen über die Flügeltiefe in Abhängigkeit von der Auftriebszahl, dem Wölbungsverlauf und der Größe des Klappenausschlages sind unter Heranziehung aller greifbaren eigenen und fremden Windkanalmessungen und durch Vergleich mit der Theorie zusammengestellt. Durch ein einfaches Verfahren lassen sich diese Verteilungen in die Drücke der Ober- und Unterseite aufspalten. Außerdem sind die Kräfte und Momente für Profil, Klappe und Ausgleichklappe angegeben. Die in den Bauvorschriften für Flugzeuge vorgeschlagenen Verteilungskurven können durch die hier angegebenen Kurven ersetzt werden.

Gliederung

- I. Bezeichnungen
- II. Lastverteilung über die Tiefe
- III. Verteilung der Last auf Ober- und Unterseite
- IV. Lasten und Momente

- l Tiefe des Profils
- F_r Ruderfläche (bis Drehachse)
- δ Klappenausschlag, positiv nach unten
- $\Delta \alpha_0$ Verschiebung der Nullauftriebsrichtung infolge Klappenausschlag

Bild 1. Bezeichnungen

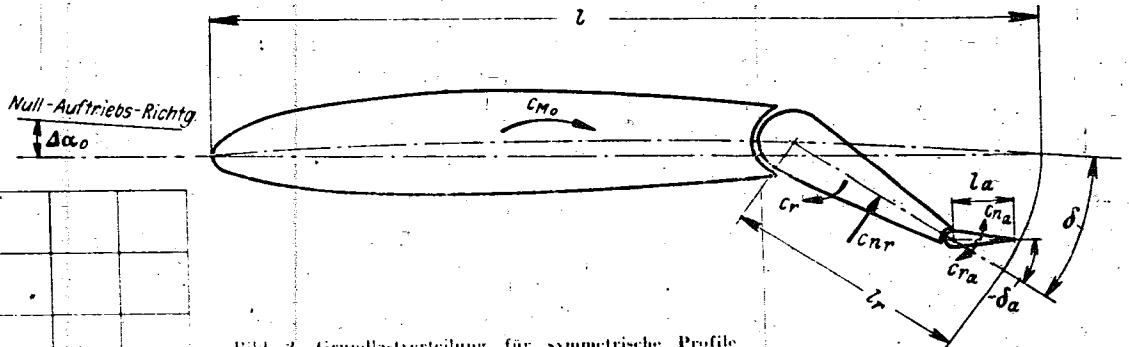
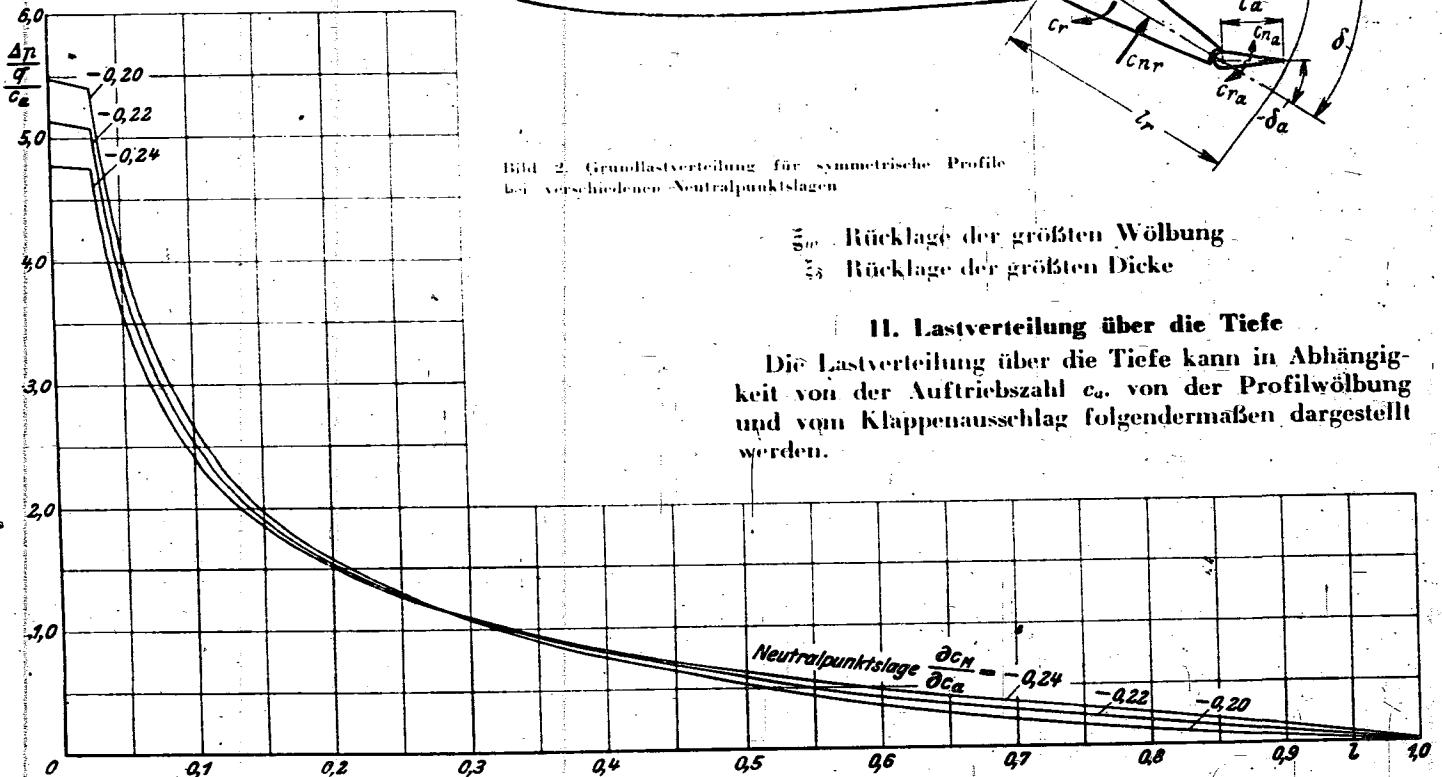


Bild 2. Grundlastverteilung für symmetrische Profile bei verschiedenen Neutralpunktlagen



- ξ_m Rücklage der größten Wölbung
- ξ_s Rücklage der größten Dicke

II. Lastverteilung über die Tiefe

Die Lastverteilung über die Tiefe kann in Abhängigkeit von der Auftriebszahl c_a , von der Profilwölbung und vom Klappenausschlag folgendermaßen dargestellt werden.

I. Bezeichnungen (vgl. Bild 1)

- q Staudruck
- Δp Resultierender Druck auf Ober- und Unterseite
- c_a Auftriebsbeiwert des gesamten Profils mit Wölbung und Klappenausschlag
- c_{m_0} Momentenbeiwert des gewölbten Profils bei $c_a = 0$ (Sturzflugmoment)
- Δc_{m_0} Änderung des Momentenbeiwertes durch Klappenausschlag
- c_{nr} Normallastbeiwert der Klappe (bezogen auf Klappenfläche)
- c_r Momentenbeiwert der Klappe (bezogen auf Klappenfläche und Klappentiefe)
- l Klappentiefe von Drehachse bis Hinterkante

$$\Delta p = q \left[\frac{\Delta p}{c_a} \cdot c_a + \frac{\Delta p}{c_{m_0}} \cdot c_{m_0} + \frac{\Delta p}{q_{\text{Klappe}}} + \frac{\Delta p}{q_{\text{Ausgl.-Klappe}}} \right]$$

Hierbei ist die Änderung der Verteilung infolge Klappenausschlag ebenso wie die aus der Profilwölbung durch Überlagerung einer reinen Momentenverteilung

bestimmt. Die Funktionen $\frac{\Delta p}{c_a}$, $\frac{\Delta p}{c_{m_0}}$ und $\frac{\Delta p}{q_{\text{Klappe}}}$ werden nachstehend erörtert und in den entsprechenden Kurvenblättern dargestellt.

1. Verteilung des Auftriebes

Die Verteilungskurve f_x nach den Bauvorschriften

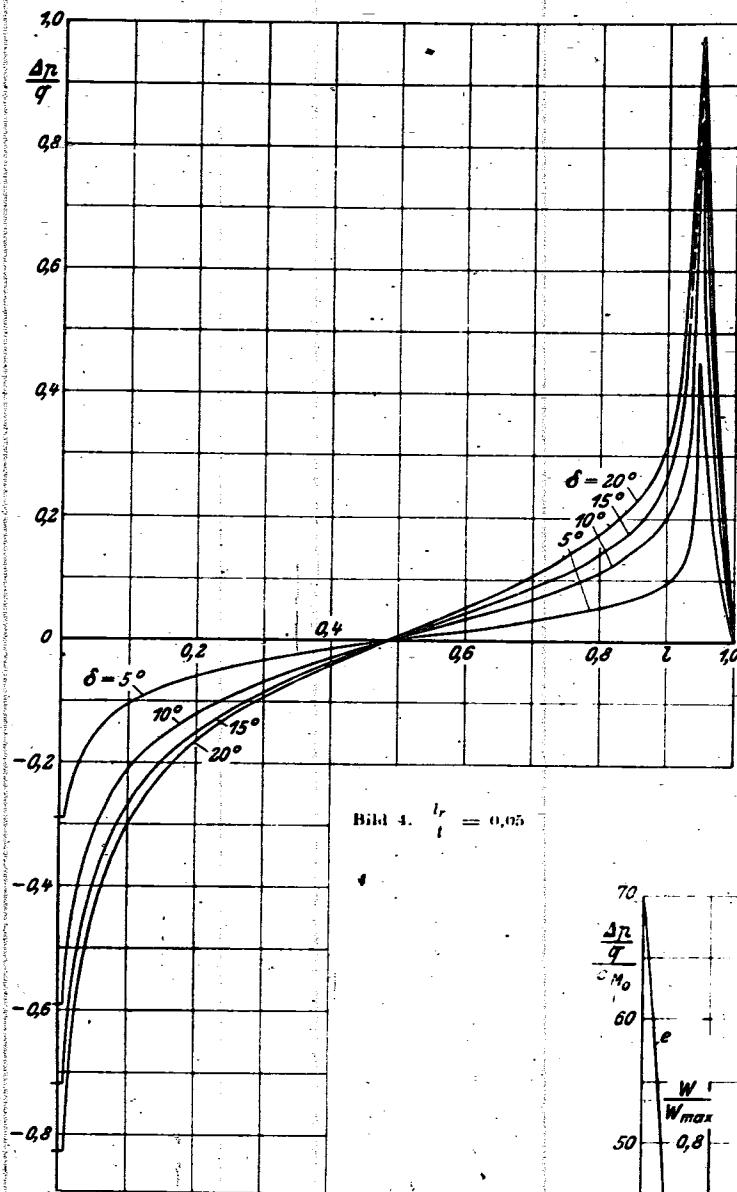


Bild 4. $\xi_r = 0,05$

Bild 4, bis 11: Änderung der Lastverteilung durch Klappenausschlag für verschiedene Klappentiefenverhältnisse

für den gesamten Auftrieb hat den Schwerpunkt (Neutralpunkt) bei 0,28 l . Für andere Neutralpunktlagen kann die Verteilung durch Überlagerung der f_m -Funktion der Bauvorschriften (Kreisbogenskelett) ermittelt werden (Bild 2). Ein Vergleich mit Heinkel-Windkanalmessungen, den Ergebnissen aus NACA-Report 634 und theoretisch ermittelter Kurven zeigt gute Übereinstimmung.

2. Verteilung infolge Profilwölbung $\frac{\Delta p}{c_{M_0}}$

Für einige ausgewählte Profilwölbungen wurden die Verteilungskurven ermittelt; die Wölbungen und die dazugehörigen Verteilungen sind aus Bild 3 zu ersehen.

3. Verteilung infolge Klappenausschlag $\frac{\Delta p}{q_{Klappe}}$

Die Funktionen f_s nach den Bauvorschriften geben besonders bei großen Klappenwinkeln wegen der Grenzschicht und Abreißeffekte die wirkliche Verteilung nicht wieder. Ein Ersatz dieser theoretischen Kurven durch auf Windkanalmessungen fußende Verteilungen ist daher erforderlich. Die entsprechenden Kurven unter Zuhilfenahme der Verteilungen aus dem

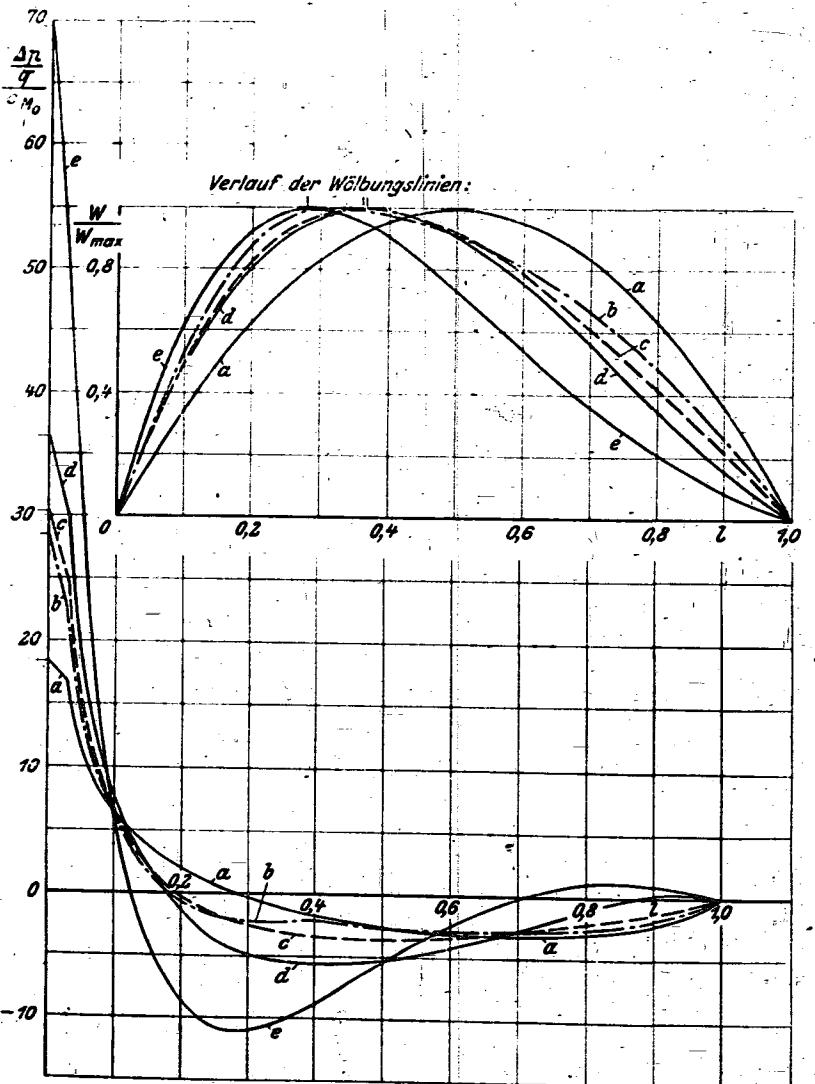


Bild 3. Änderung der Lastverteilung durch Profilwölbung für einige Wölbungslinien und Verlauf der Wölbungslinien

a	Kreisbogen	$\xi_w = 0,5$	Parabeln mit Krümmungssprung aus FB 1224 2
b	NACA-Wölbung	$\xi_w = 0,3$	
c	Kawalki-Wölbung	$\xi_w = 3$	1 parametrig 2 parametrig
d	Birnbaum-Wölbung	$\xi_w = 0,368$	
e	Birnbaum-Wölbung	$\xi_w = 0,283$	

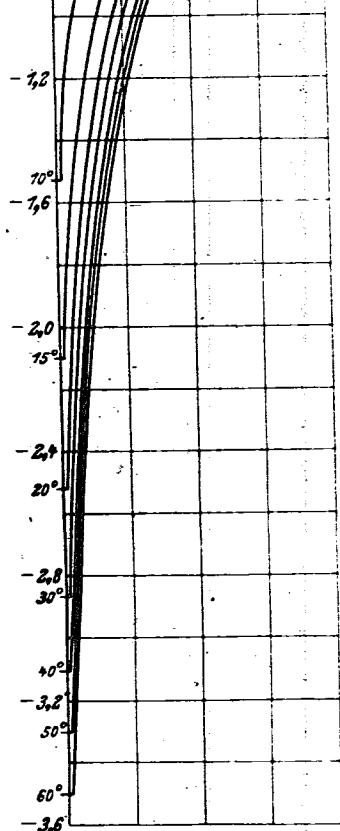
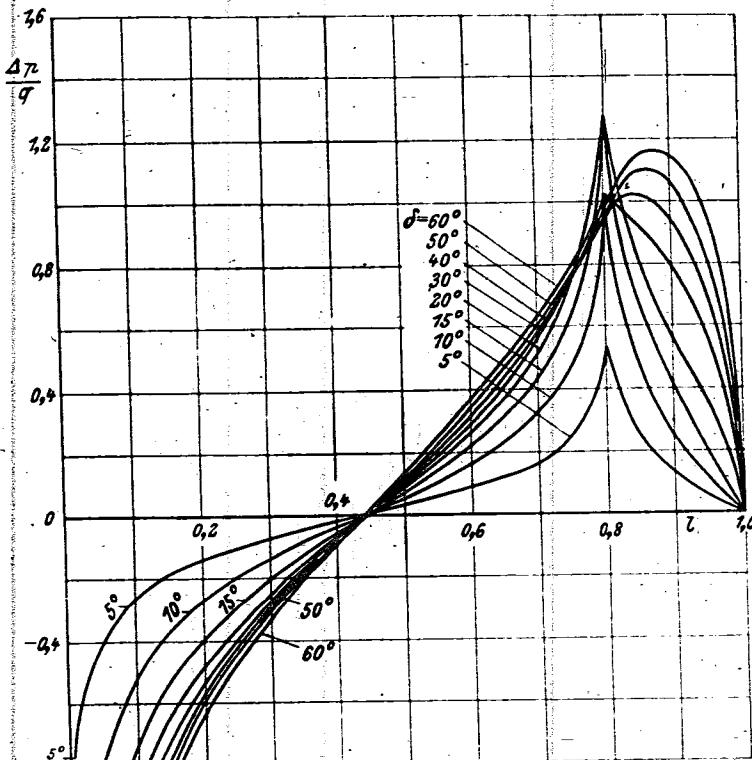


Bild 6. $l_r/l = 0,20$

Für die zusätzliche Verteilung infolge Ausgleichklappen- oder Trimmruderausschlag gelten dieselben Kurven, solange die Strömung am Haupttruder nicht abgerissen ist. ($\sim \delta < 17^\circ$).

III. Verteilung der Last auf Ober- und Unterseite

Die resultierende Lastverteilung über die Tiefe Δp läßt sich bei bekannter Druckverteilung des symmetrischen Profils $\left(\frac{p}{q}\right)_o$ bei $c_a = 0$ in die Druckverteilung auf die Oberseite:

$$\left(\frac{p}{q}\right)_{ob} = 1 - \left[1 - \left(\frac{p}{q}\right)_o + \frac{1}{4} \frac{\Delta p}{q} \right]^2$$

und auf die Unterseite:

$$\left(\frac{p}{q}\right)_{un} = 1 - \left[1 - \left(\frac{p}{q}\right)_o - \frac{1}{4} \frac{\Delta p}{q} \right]^2$$

aufspalten²⁾).

2) s. NACA Technical Note No. 708.

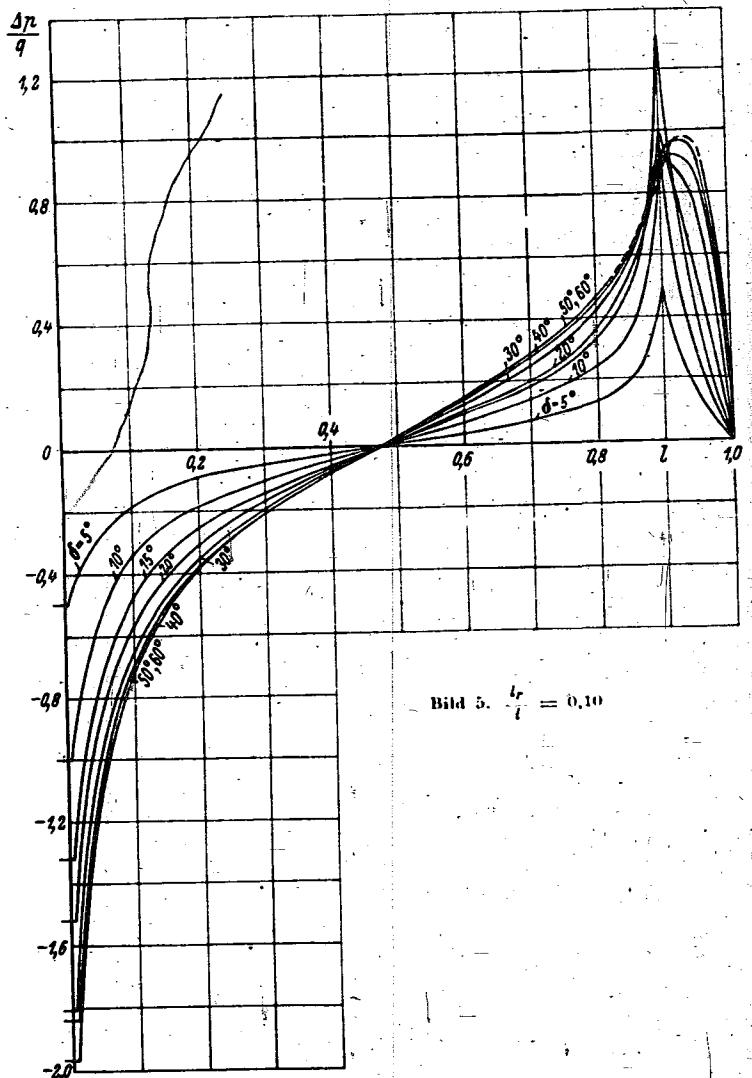


Bild 5. $l_r/l = 0,10$

NACA-Report 634 und einer systematischen Messung im Heinkel-Windkanal¹⁾ für verschiedene Tiefenverhältnisse und Klappenausschläge zusammengestellt (Bild 4 bis 11).

1) Druckverteilungs- und Kraftmessungen an Rechteckflügeln mit Klappen mit den Tiefenverhältnissen $l_r/l = 0,10; 0,15; 0,25; 0,35; 0,45$.

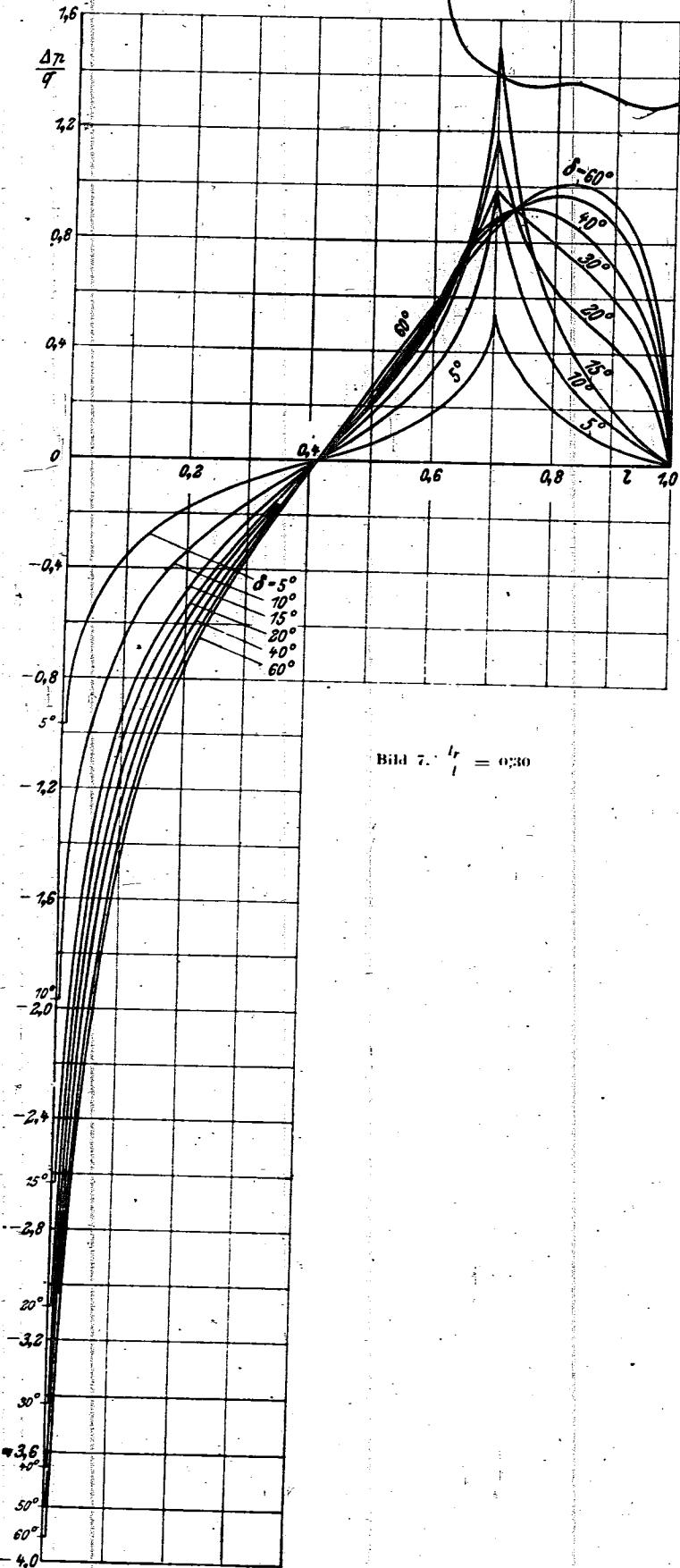


Bild 7. $\frac{l_r}{l} = 0,30$

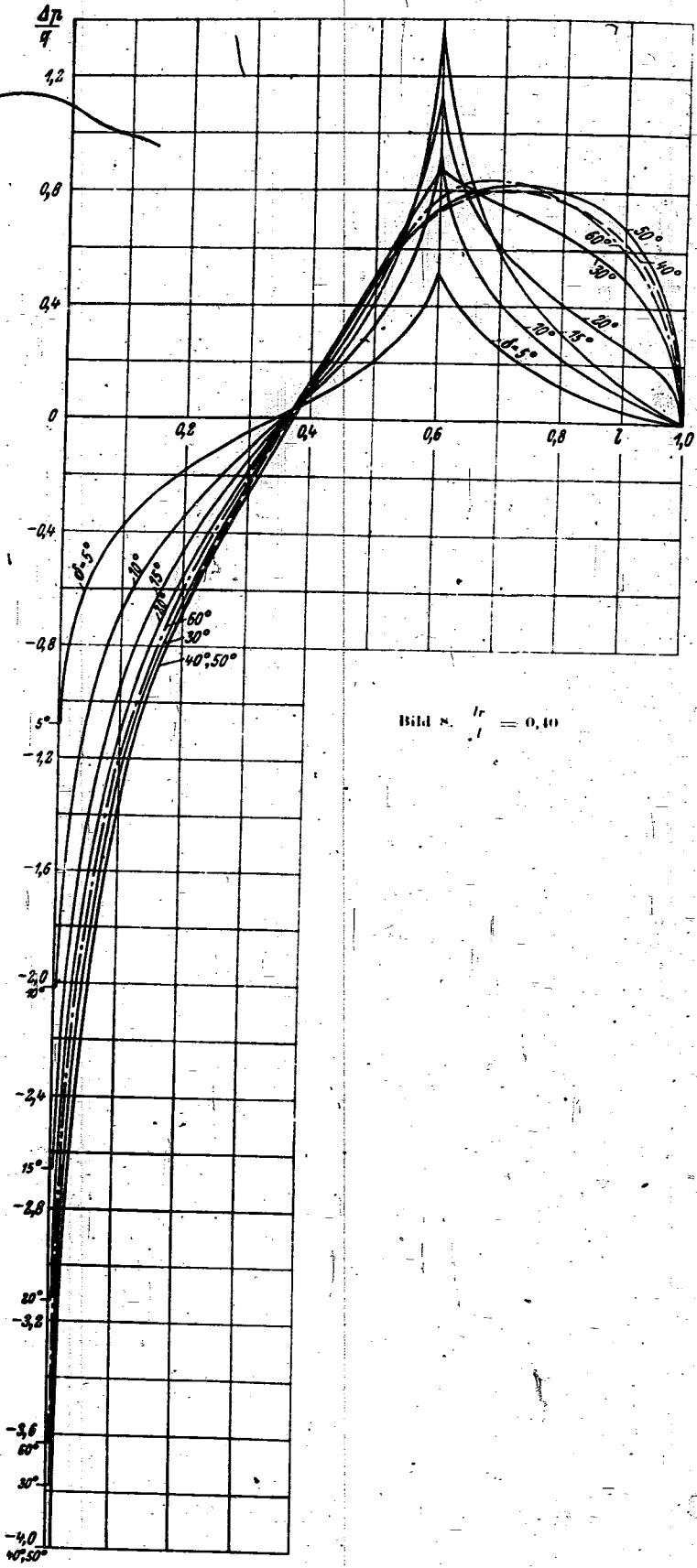


Bild 8. $\frac{l_r}{l} = 0,40$

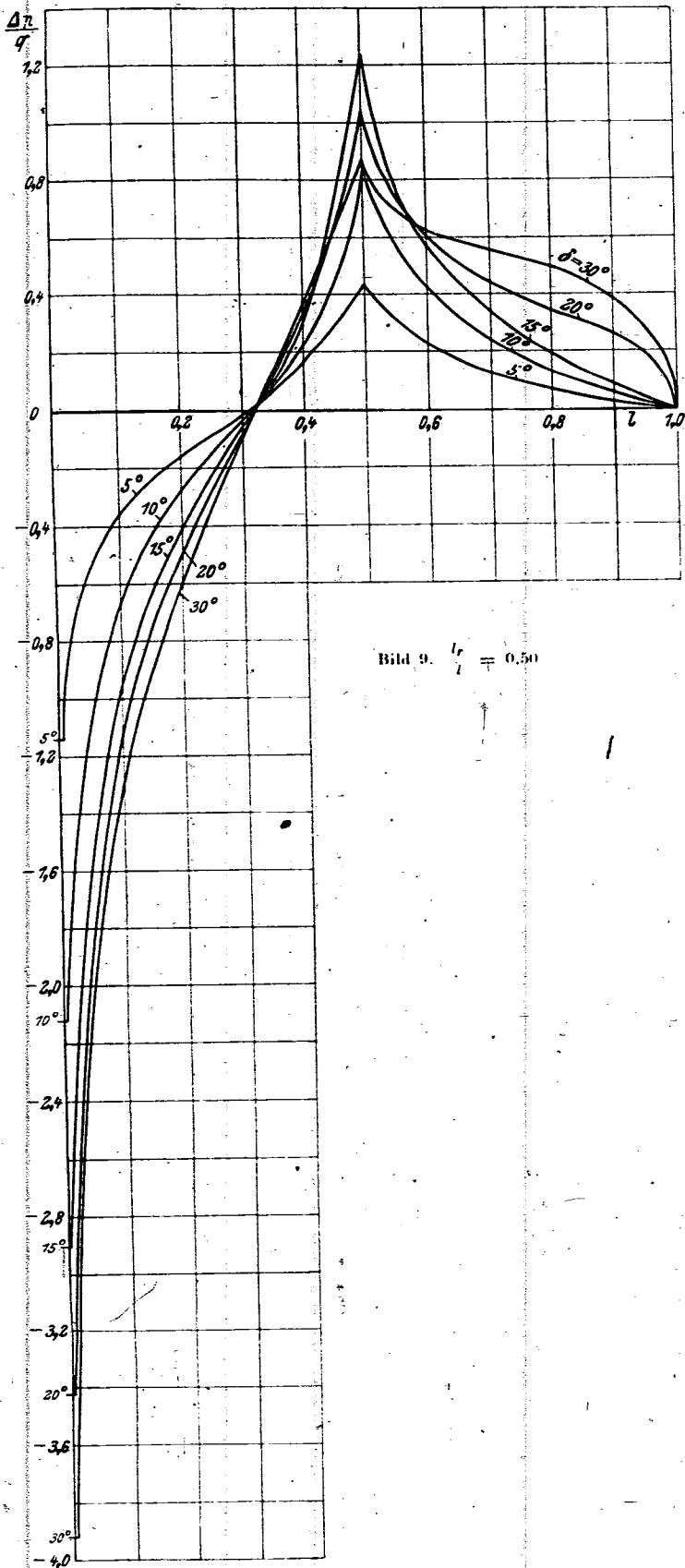


Bild 9. $\frac{l_r}{l} = 0.50$

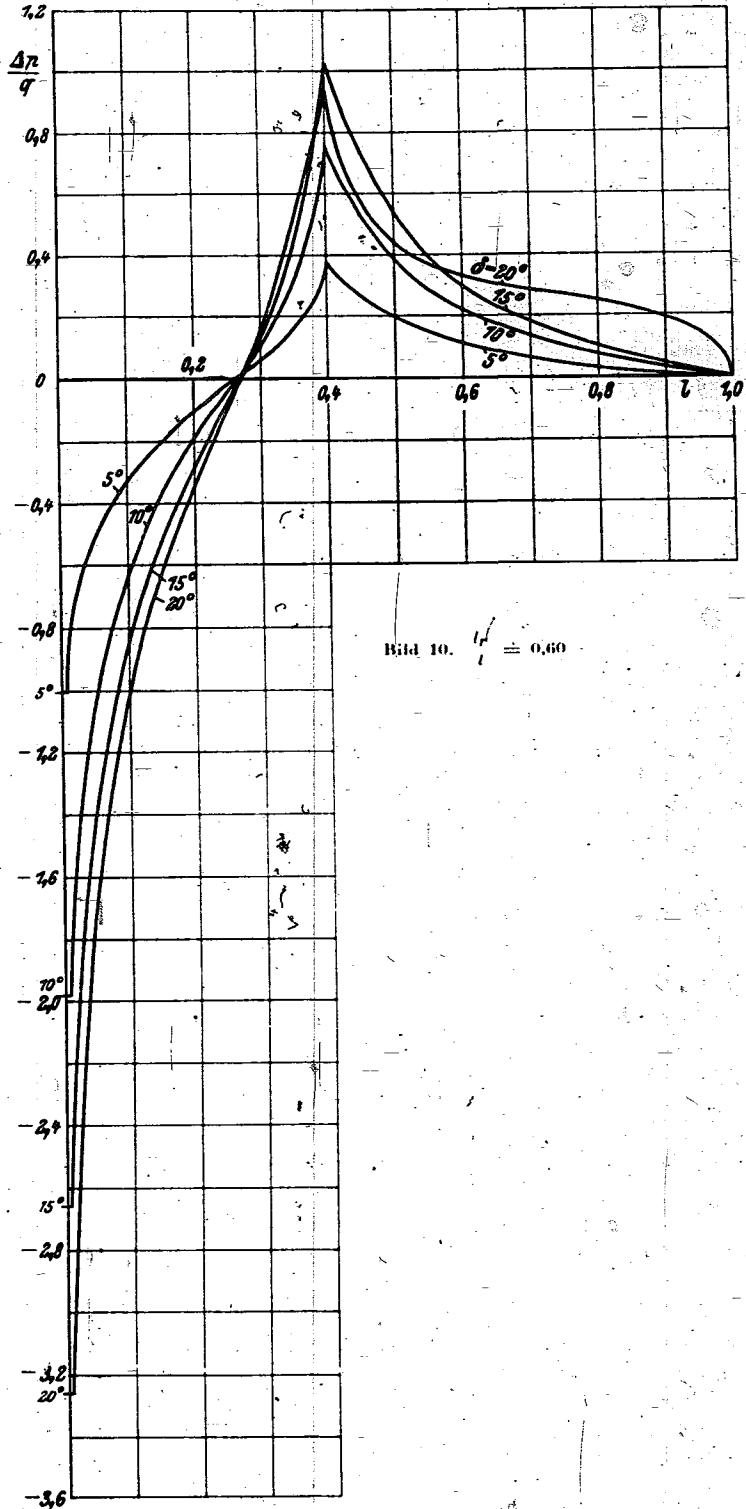


Bild 10. $\frac{l_r}{l} = 0.60$

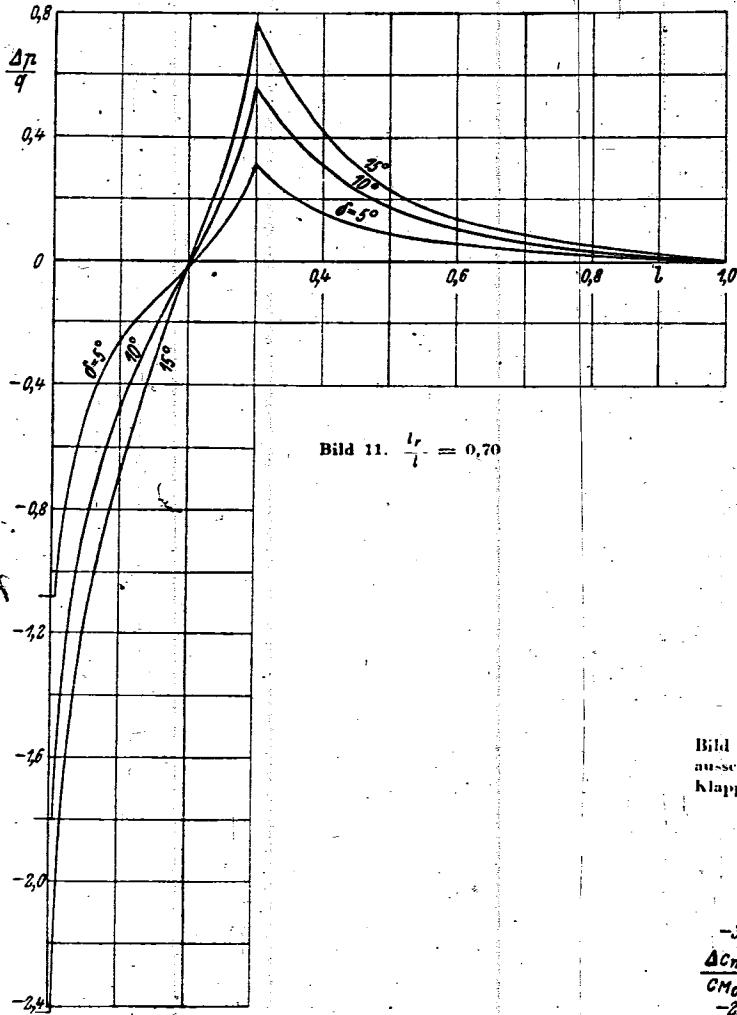


Bild 11. $\frac{l_r}{l} = 0,70$

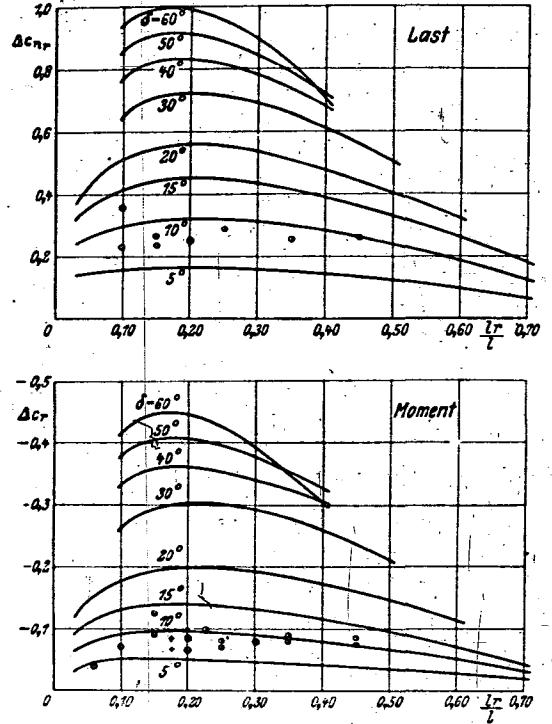


Bild 14. Zusätzliche Klappenlasten und Klappenmomente durch Klappen-ausschlag aus Bild 4 bis 11 errechnet. Zum Vergleich sind für $\delta = 10^\circ$ Klappen-ausschlag gemessene Werte eingetragen

- + DVL FB 1345 Kraftmessung
- NACA Rep 574 Kraftmessung
- EHF Rep 633 Druckverteilungsmessung
- Göttingen Heinkel-Windkanal Druck- u. Kraft-Messung
- Göttingen Kraft-Messung

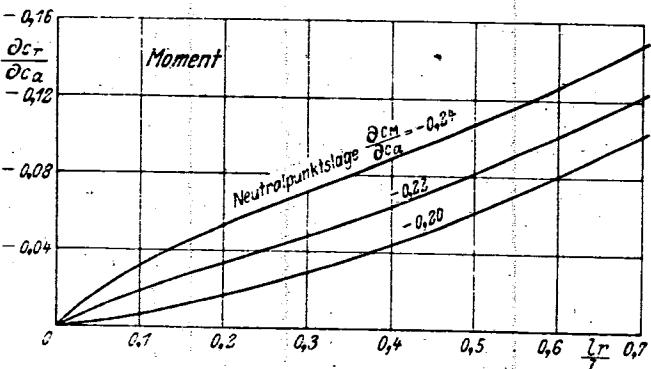
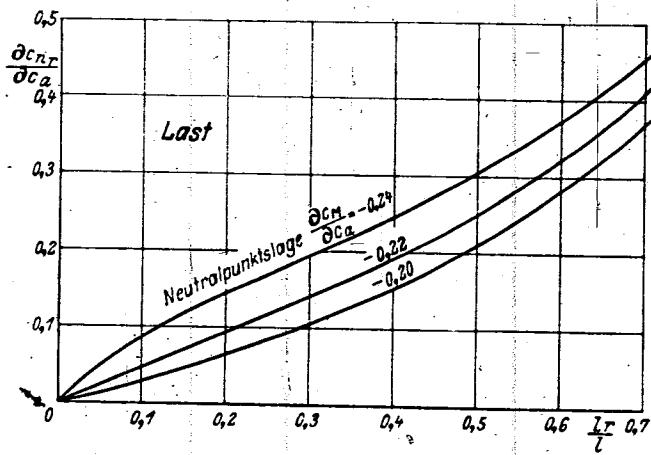


Bild 12. Klappenlasten und Klappenmomente für symmetrische Profile bei verschiedenen Neutralpunktlagen

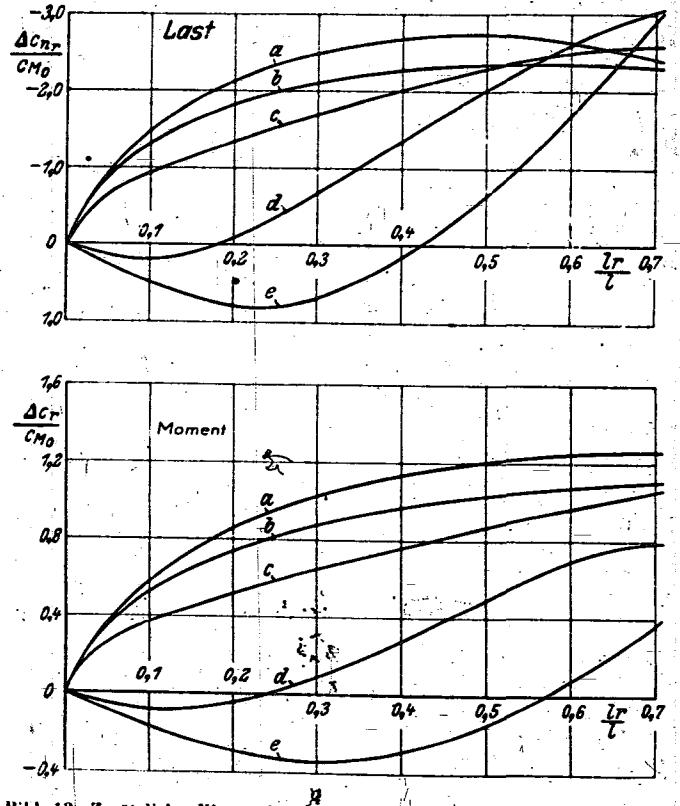


Bild 13. Zusätzliche Klappenlasten und Klappenmomente durch Profilwölbung für die in Bild 3 angegebenen Wölbungslinien

Diese Methode ist für mäßig dicke Profile $\sim \frac{d}{l} < 0,18$, mäßige Wölbungen $\sim \frac{w}{l} < 0,03$ und kleine Klappen-ausschläge $\sim \delta < 17^\circ$ im nicht abgerissenen Gebiet brauchbar.

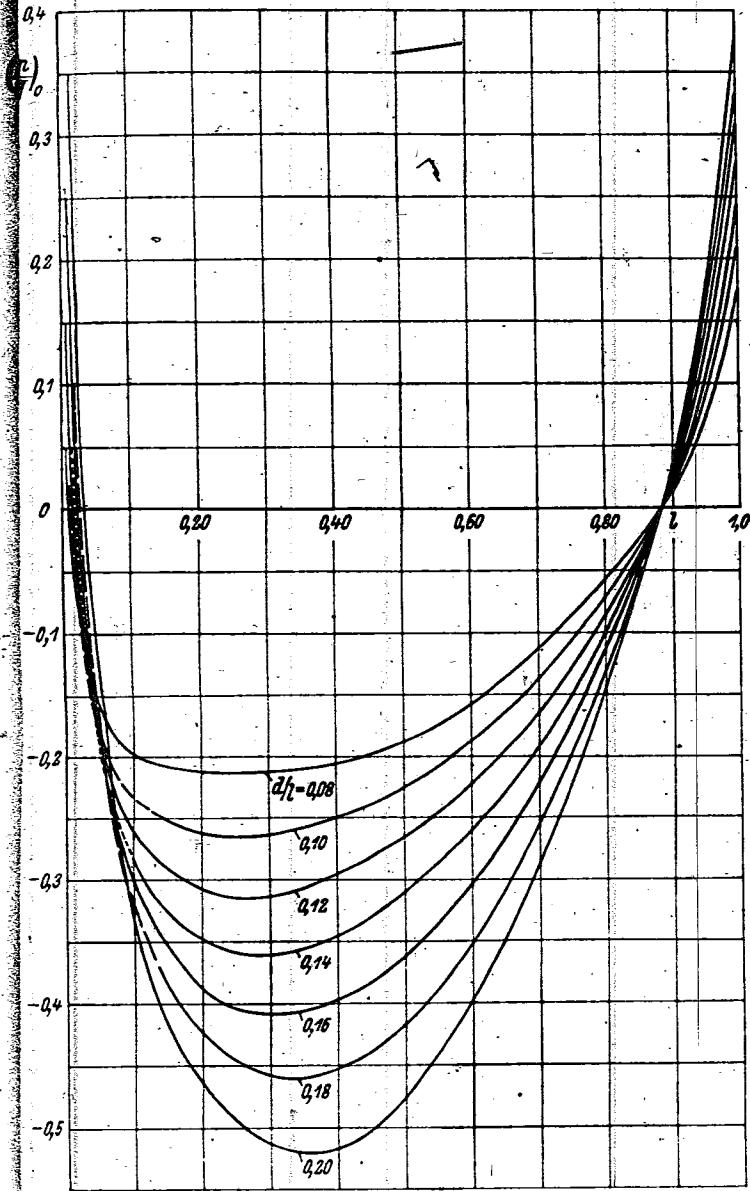


Bild 16. Druckverteilung eines symmetrischen Profils verschiedenen Dickenverhältnisses bei $\alpha = 0$
Günter-Tropfen. Rücklage der größten Dicke $\xi_s = 0.366$

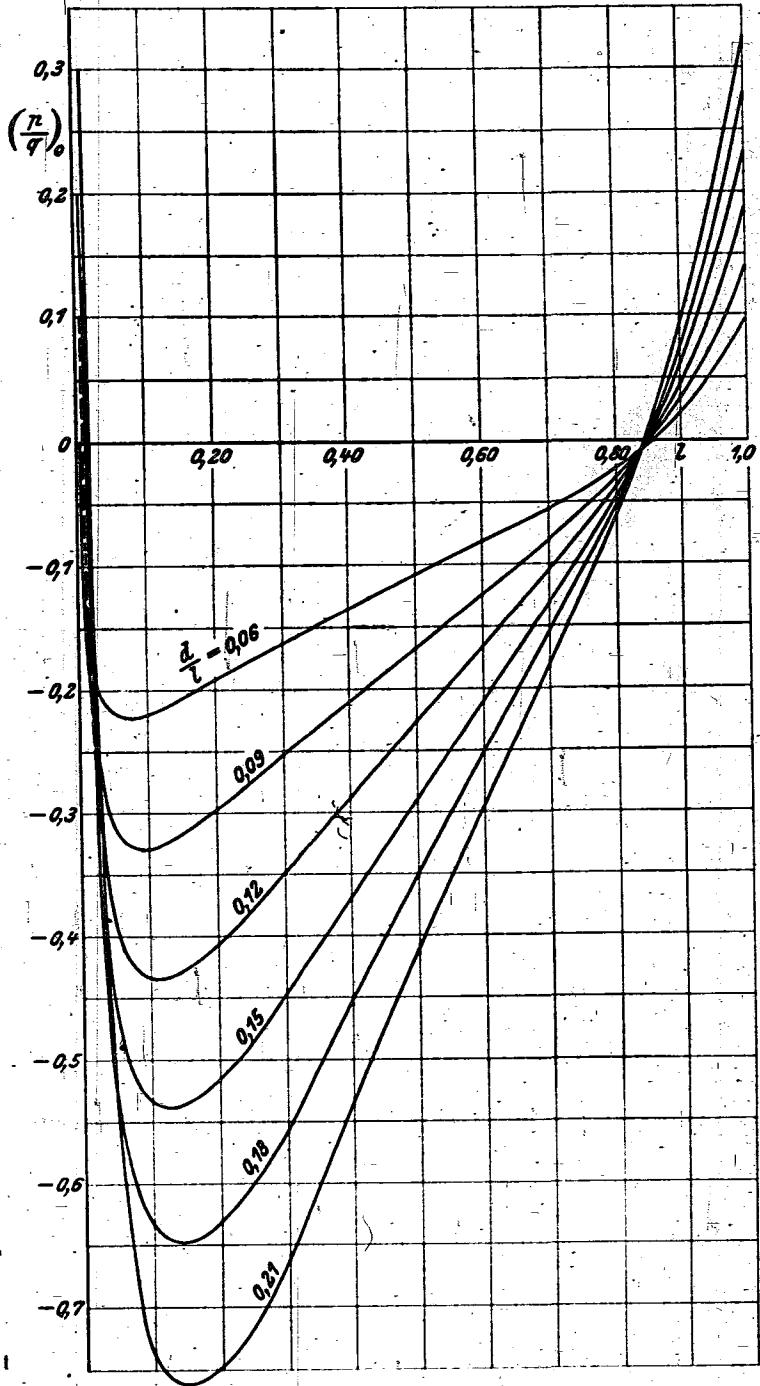


Bild 17. Druckverteilung eines symmetrischen Profils verschiedenen Dickenverhältnisses bei $\alpha = 0$
NACA-Tropfen. Rücklage der größten Dicke $\xi_s = 0.300$ (aus NACA TN 708)

Ein Vergleich der so bestimmten Druckverteilung mit Rechnungen und Druckverteilungsmessungen zeigt die Zulässigkeit des Verfahrens. Die Druckverteilungen $\left(\frac{p}{q_0}\right)$ des symmetrischen Tropfens sind für den Günter-Tropfen mit der Dickenrücklage $\xi_s = 0.366$ und für den NACA-Tropfen mit $\xi_s = 0.30$ für verschiedene Dicken mitgeteilt (Bild 16 und 17).

IV. Lasten und Momente

Die Änderung der Nullauftriebsrichtung $\Delta\alpha_0$ und des Sturzflugmomentes Δc_{M_0} ist in Abhängigkeit vom Klappentiefenverhältnis für verschiedene Klappenwinkel auf Bild 15 zusammengestellt. Im Interesse der Sicherheit der Flugzeuge sind die Kurven für die Änderung der Nullauftriebsrichtung als Mittelwert und für die Sturzflugmomente aus den Verteilungen als obere Grenze des Versuchsmaterials bestimmt. Für den Klappenwinkel $\delta = 10^\circ$ sind die Meßwerte dazuge tragen, wobei diese Kurvenziehung zu erkennen ist.

Koordinaten der Tropfen: $\frac{d}{d_{max}}$

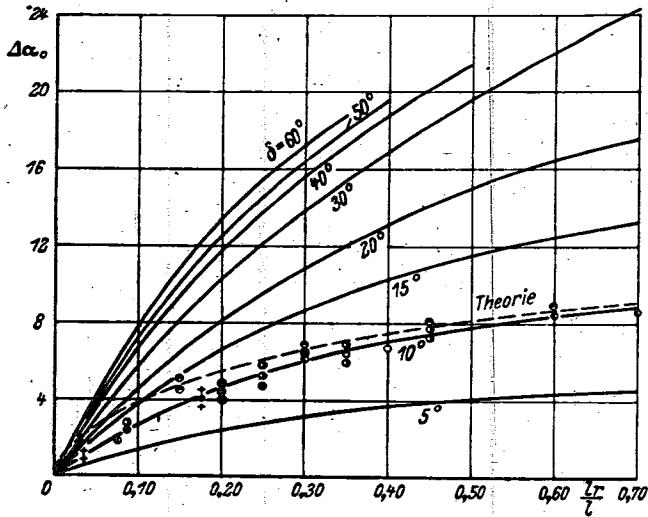
$\frac{z}{l}$	0	0,0125	0,025	0,05	0,075	0,10	0,15	0,20	0,30
Günter-Tropfen	0	0,265	0,371	0,515	0,618	0,698	0,818	0,899	0,985
NACA-Tropfen	0	0,316	0,436	0,593	0,700	0,781	0,891	0,956	1,00

$\frac{z}{l}$	0,40	0,50	0,60	0,70	0,80	0,90	0,95	1,00
Günter-Tropfen	0,997	0,948	0,848	0,700	0,508	0,274	0,142	0
NACA-Tropfen	0,967	0,882	0,761	0,611	0,437	0,241	0,134	0,021

Für die Belastung der Klappe gilt:

$$P_{Klappe} = F_r \cdot q \cdot \left[\frac{\partial c_{nr}}{\partial c_a} \cdot c_a + \frac{\partial c_{nr}}{\partial c_{M_0}} \cdot c_{M_0} + \Delta c_{nr} \right]$$

und für das Klappenmoment:



$$M_{klapp} = F_r \cdot l_r \cdot q \cdot \left[\frac{\partial c_r}{\partial c_a} \cdot c_a + \frac{\partial c_r}{\partial c_{M_0}} \cdot c_{M_0} + \Delta c_r \right]$$

Die Größen $\frac{\partial c_r}{\partial c_a}$ und $\frac{\partial c_r}{\partial c_{M_0}}$ sind aus Bild 12, $\frac{\partial c_{nr}}{\partial c_a}$ und $\frac{\partial c_{nr}}{\partial c_{M_0}}$ aus Bild 13, Δc_r und Δc_r aus Bild 14 zu entnehmen. Für $\delta = 10^\circ$ sind wiederum neben den Integrationen aus den Verteilungsfunktionen eine Reihe von Windkanalmessungen eingetragen. Die Übereinstimmung dieser Integrale aus den Verteilungskurven mit den Meßwerten ist zufriedenstellend.

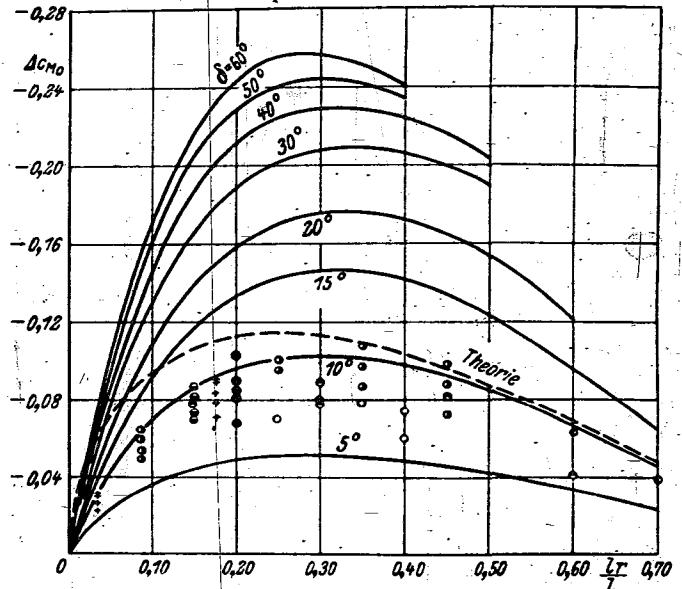


Bild 15: Klappenwirkung und Momentenänderung durch Klappenaußschlag. Zum Vergleich sind für $\delta = 10^\circ$ Klappenaußschlag gemessene Werte eingetragen.

- + DVL
- NACA
- EDF
- Göttingen
- Warschau
- Braunschweig
- Aachen
- FB 1315 Kraftmessung
- Rep. 260 Kraftmessung
- Rep. 633 Druckverteilungsmessung
- Tübingen Windkanal Druck- u. Kraft-Messung
- Kraft-Messung
- Ergebnisse 1932 (ohne Spalt) Kraft-Messung
- FB 552 Kraft-Messung
- FB 359, 552 2 Kraft-Messung

Bugradlenkung¹⁾

Bugradflugzeuge können am Boden durch Lenken des Bugrads gesteuert werden. Eine bekannte Lenkungsart des Bugrads besteht in der Drehung des Bugrads um die Schwenkachse („Schwenksteuerung“). Sie wird in der Arbeit rechnerisch untersucht und verglichen mit einer neuen Lenkmöglichkeit, die in der seitlichen Neigung der Schwenkachse des frei schwenkbaren oder mit geringer Rückführung versehenen Bugrads besteht („Neigungssteuerung“). Bugradflugzeuge sollen bei der Landung, aber auch beim sonstigen Rollen am Boden ein möglichst frei schwenkbares Bugrad haben. Durch die Verwirklichung dieser Forderung ergibt die Neigungssteuerung einwandfreie Bodenstabilität auch in der Kurve. Die Schwenksteuerung kann dagegen sogar zu Rollinstabilität führen, wenn das Bugrad beim Geradeausrollen oder in der Kurve starr festgehalten wird. Durch Lösen der Kupplung zwischen Bugrad und Lenkantrieb läßt sich bei der Schwenksteuerung für die Landung unter Verzicht auf sofortige Lenkbarkeit die gestellte Forderung erfüllen. Beide Möglichkeiten besitzen gegenüber anderen Steuerungsarten (einseitiges

Bremsen, Ruderbetätigung usw.) den Nachteil, daß die Fußkraft des Flugzeugführers nur bei kleinsten Flugzeugen zur Lenkung ausreicht, daß sie also im allgemeinen den Einbau eines Stellmotors erfordern. Bei der Schwenksteuerung ist der Krümmungshalbmesser der Bahnkurve bei festgehaltenem Schwenkwinkel praktisch unabhängig von der Geschwindigkeit, erfordert aber etwa mit dem Quadrat der Geschwindigkeit ansteigende Steuerkräfte. Hält man bei der Neigungssteuerung den Neigungswinkel der Schwenkachse fest, so ist der Krümmungshalbmesser etwa dem Quadrat der Geschwindigkeit verhältlich, so daß beim Ausrollen eine spiralig sich verengende Kurve entsteht. Mit der Neigungssteuerung erreicht man bei etwa gleichem Größtwert der Steuerkraft im allgemeinen etwas geringere Wendigkeit als mit der Schwenksteuerung; durch einseitiges Bremsen läßt sich die gleiche Wendigkeit jedoch nur mit großen Reibungsbeiwerten erreichen. Bei der Neigungssteuerung ist in der stationären Kurve kein Umkippen zu befürchten, und das Schleudern in der Kurve ist leichter zu beherrschen als bei der Schwenksteuerung. Als Zahlenbeispiel wird das Baumuster Wn. 16 der Wiener-Neustädter Flugzeugwerke herangezogen.

E. Maier, Stuttgart

1) FB 1699: E. Maier (Forsch. Inst. f. Kraftfahrwes. u. Fahrzeugmot., F. H. Stuttgart): Vergleich zweier Arten der Bugradlenkung, 53 S., 13 Abb.

Die Fehlanzeige des Kurskreisels im Kurvenflug

F. Fischer und M. Bergsträsser, Berlin

A 25, P 51 5

Bericht des Luftfahrtgerätewerkes Hakenfelde Berlin-Spandau

Übersicht: Bei einem horizontalen Kurvenflug wandert die Drallachse aus der horizontalen Nord-Südrichtung aus, was eine Fehlanzeige des Kurskreisels hervorruft. Aus der Drallachsenaußenlenkung, die rechnerisch und graphisch mit besonderer Beachtung des Einflusses von Stützung und Reibung ermittelt wird, wird die Fehlanzeige des Kurskreisels in Abhängigkeit von Flug- und Drehgeschwindigkeit im horizontalen Kurvenflug bestimmt. Die Kursanzeige des Kurskreisels im Kurvenflug wird erst dann brauchbar, wenn Stützung und Reibung stark vermindert werden oder der Kurskreisel auf eine horizontierte Plattform gestellt wird.

Gliederung

- I. Bezeichnungen
- II. Einleitung
- III. Allgemeine Fehlerableitung
 - A. Bestimmung der Drallachsenlage aus der Kurvenlage des Flugzeugs
 - B. Die Fehlanzeige an der Kursrose infolge der Drallachsenaußenlenkung
- IV. Die Wahl der numerischen Beispiele zur Bestimmung der Drallachsenlage
- V. Die Drallachsenlage beim Kurvenflug
 - A. Lineare Näherungsbestimmung der Drallachsenneigung
 - B. Das Einschwingen der Drallachse bei verschiedenen Drehgeschwindigkeiten
 - C. Die Abhängigkeit der Drallachsenneigung von der Größe des Stütz- und Reibungsmomentes
 - D. Die Drallachsenneigung in Abhängigkeit vom Verhältnis Stützung zu Reibung
- VI. Die Fehler der Kursanzeige
 - A. Der Neigungsfehler infolge der Drallachsenneigung
 - B. Der Abweichungsfehler infolge der Drallachsenabweichung aus der Nord-Südebene
 - C. Der Grundfehler
 - D. Die Vorzeichen der Einzelfehler
- VII. Die Abschätzung des Gesamtfehlers der Kursanzeige
 - A. Der Neigungsfehler
 - B. Der Abweichungsfehler
 - C. Der Grundfehler
 - D. Der Gesamtfehler
- VIII. Schlußbetrachtungen

I. Bezeichnungen

Sphärische Winkel:

$$\alpha = 90^\circ + \varphi - \gamma_1$$

γ Auswanderungsrichtung der Drallachse

Koordinaten des Kreiselsystems:

β Querneigungswinkel

δ Winkel zwischen Drallachse und Kardanrahmenlot

λ Drallachsenneigung zur Horizontalen

γ_1 Drallachsenabweichung aus der Nord-Südebene

Fehler der Kursanzeige:

ϵ Neigungsfehler

γ_2 Abweichungsfehler

μ Grundfehler

ϵ wahrer Kurswinkel

ϵ abgelesener Kurswinkel

$\Delta\epsilon$ Fehlanzeige des Kurskreisels (Gesamtfehler)

Hierzu

$\mu = M_s/M_r$ Verhältnis von Stütz- zu Reibungsmoment

ρ „Reibungswinkel“

II. Einleitung

Der Kurskreisel enthält einen kardanaufhängigen Kreis, dessen Drallachse vereinbarungsgemäß eine horizontale Nord-Südrichtung hat und dessen äußerer Kardanrahmen senkrecht steht und auf seiner Drehachse die Kursrose trägt, auf der von einem flugzeugfesten Zeiger der Flugwinkel, „der Kurs“ angezeigt wird, den die Flugrichtung mit der Nord-Südrichtung bildet.

Diese Kursanzeige ist mit Fehlern behaftet, die von der Erddrehung und der Fahrt und ferner von der Reibung um die Kardanrahmenachse sowie von der Stützung abhängen. Hierbei sei unter Stützung die Kompensation der um die Meßachse (Kardanrahmenachse) auftretenden Drehmomente verstanden. Die Stützung wird durch ein Drehmoment auf die Kardanrahmenachse bewirkt, das von der Größe des Winkels zwischen Drallachse und Kardanrahmenlot abhängt. Dieser Winkel wird vom Stützpotentiometer abgegriffen.

In der vorliegenden Untersuchung wird das Verhalten eines Kurskreisels im horizontalen Kurvenflug betrachtet, der nicht von einem Kompaß überwacht wird, da die Überwachung im Kurvenflug falsche Werte geben würde. Es werden nur die Fehler untersucht, die durch Stützung und Reibung bei auslaufender Drallachse im horizontalen Kurvenflug entstehen.

III. Allgemeine Fehlerableitung

Als Ausgangslage für die Ableitung der Formeln zur Berechnung der Fehlanzeige des Kurskreisels im Kurvenflug betrachten wir den Geradeausflug nach Norden. Hierbei fallen Flugrichtung, Richtung der Drallachse und Nordrichtung, sowie die Richtung des Kardanrahmenlotes zusammen.

Beim Beginn eines Kurvenfluges neigt sich die Flugzeughochachse entsprechend der Fluggeschwindigkeit

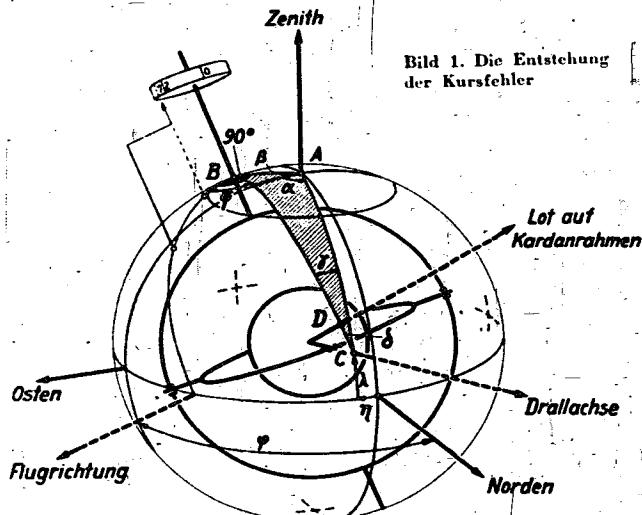


Bild 1. Die Entstehung der Kursfehler

und der Kurvendrehgeschwindigkeit ω um den Winkel β zur Vertikalen (Bild 1). Nach einer Kursänderung um den Winkel φ ist dann die Drallachse nicht mehr horizontal nach Norden gerichtet, da das Stützpotentiometer infolge der Querneigung β wirksam wird und ein Stützmoment um die Kardanrahmenhochachse wirksam wird, das der Drallachse eine Präzessionsgeschwindigkeit erteilt, um diese wieder in die Richtung des Kardanrahmenlotes zurückzubewegen. Die Drallachse habe dann in dem betrachteten Zeitpunkt einen Neigungswinkel λ zur horizontalen und einen Abweichungswinkel η zur Nord-Südebene und sei vom Kardanrahmenlot um den Winkel δ entfernt.

A. Bestimmung der Drallachsenlage aus der Kurvenlage des Flugzeugs

Auf der Einheitskugel (Bild 1) erhält man ein sphärisches Dreieck ABC mit dem Punkt A auf der Zenithlinie, dem Punkt B auf der Flugzeughochachse und dem Punkt C auf der Drallachse. Das Kardanrahmenlot enthält den Punkt D in der Ebene durch Drallachse und Flugzeughochachse. Die Seiten des Bestimmungsdreiecks sind dann β , $90^\circ + \delta$, $90^\circ - \lambda$ und der Winkel α ist gleich $90^\circ + \varphi - \eta$. Es gelten die Gleichungen:

$$\sin \delta = \sin \beta \cdot \cos \lambda \cdot \sin (\varphi - \eta) - \cos \beta \cdot \sin \lambda \quad (1)$$

$$\sin \gamma = \sin \beta \cdot \cos (\varphi - \eta) / \cos \delta \quad (2)$$

Hierbei ist die Querneigung β bestimmt aus dem Kräfte-dreieck von Schwerkraft und Zentripetalkraft, bzw. durch Flug- und Drehgeschwindigkeit des Flugzeugs

$$\text{tg } \beta = v \cdot \omega / g \quad (3)$$

Die Gleichungen (1) und (2) enthalten die Drallachsenkoordinaten λ und η implizite. Sie lassen sich aus den Komponenten des Geschwindigkeitsvektors der Bewegung der Drallachse bestimmen. Dieser Vektor hat die Richtung CD und ist proportional der Momentensumme aus Stützung und Reibung, die auf den Kardanrahmen infolge des Potentiometerausschlages δ und infolge der Kardanrahmenbewegung wirken. Der Betrag des Reibungsmomentes kommt positiv oder negativ zu dem des Stützmomentes hinzu, je nachdem eine Rechts- oder Linkskurve geflogen wird. Allgemein gelten daher für die beiden Komponenten des Präzessionsgeschwindigkeitsvektors die Gleichungen

$$\Delta \lambda / \Delta t = c (\delta \pm \rho) \cos \gamma \quad (4)$$

$$\Delta \eta / \Delta t = c (\delta \pm \rho) \sin \gamma \quad (5)$$

Hierbei ist c der Faktor, der den Zusammenhang zwischen Potentiometerausschlag δ und Stützmoment, sowie den Zusammenhang zwischen Moment und Präzessionsgeschwindigkeit herstellt. Er hat die Dimension $1/s$. Ferner ist ρ der dem Reibungsmoment entsprechende Ausschlag des Stützpotentiometers.

Da das Stützpotentiometer nur einen begrenzten Steuerbereich ($\delta = \pm 10^\circ$) hat und da die Koordinaten λ und η implizite in den trigonometrischen Gleichungen enthalten sind, lassen sich die Gleichungen (4) und (5) infolge der unstetigen Stützungsfunktion nicht exakt integrieren. Die Drallachsenlage λ und η wurde daher durch schrittweise numerische Integration bestimmt.

B. Die Fehlanzeige an der Kursrose infolge der Drallachsenauslenkung

Da die Drallachse aus der Nordrichtung beim Kurvenflug auswandert, zeigt die Nordmarke der Kursrose, die mit dem äußeren Kardanrahmen fest verbunden ist (Bild 1), nicht mehr nach Norden. Der an der Kursrose

angezeigte Kurswinkel $\bar{\varphi}$ stimmt daher nicht mehr mit dem wahren Kurs der Flugrichtung, gekennzeichnet durch den Winkel φ , überein. Nach dem Sinussatz folgt

$$\cos \bar{\varphi} = \cos (\varphi - \eta) \cos \lambda / \cos \delta \quad (6)$$

und die Fehlweisung der Kursrose hat den Betrag

$$\Delta \varphi = \bar{\varphi} - \varphi \quad (7)$$

Bevor dieser Fehler $\Delta \varphi$ im allgemeinen untersucht wird, muß die Auslenkung der Drallachse mit den Koordinaten λ und η näher untersucht werden, da diese Auslenkung die Ursache der Fehlweisung $\Delta \varphi$ ist.

IV. Die Wahl der numerischen Beispiele zur Bestimmung der Drallachsenlage

Beginnt der Kurvenflug aus dem Geradeausflug nach Norden, so verursacht die Querneigung des Flugzeugs noch keine Winkeländerung zwischen Drallachse und Kardanrahmenlot, weil die Flugzeughochachse die gleiche Richtung wie die Drallachse hat. Die Stützung ist zunächst Null. Sie wächst mit wachsender Kursänderung und hat im allgemeinen ihren Maximalwert bei $\varphi = \pi/2$, beim Flug nach Osten, erreicht. Die Auslenkung der Drallachse wächst daher bis $\varphi = \pi/2$ und weiter, bis die Drallachsenrichtung mit dem Kardanrahmenlot wieder übereinstimmt, was bei mitlaufender Drallachse bei $\varphi = \pi/2$ und bei nachlaufender Drallachse zwischen $\varphi = \pi/2$ und $\varphi = \pi$ erreicht wird, da die nachpräcedierende Drallachse von dem Kardanrahmenlot vor dem Erreichen des Südkurses eingeholt wird.

Beginnt dagegen der Kurvenflug aus dem Geradeausflug nach Osten, so setzt das Stützmoment infolge der Querneigung des Flugzeugs sofort mit seinem maximalen Betrag ein, da Flugzeughochachse und Drallachse zu einander senkrecht stehen. Da das Stützmoment beim Südkurs zu Null wird und dort sein Vorzeichen wechselt, kann in diesem Falle die Drallachsenneigung nur im ersten Viertel der Vollkurve wachsen.

Die maximalen Werte der Drallachsenauslenkung sind daher beim Beginn des Kurvenfluges aus dem Geradeausflug nach Norden zu erwarten, so daß die Nordrichtung als Ausgangsrichtung der Berechnung zu Grunde gelegt wird. Die entsprechende Überlegung gilt für den Beginn des Kurvenfluges aus der Süd- bzw. Westrichtung des Geradeausfluges. Hierbei ist jedoch noch keine Aussage über die Richtung des Kurvenfluges gemacht, ob bei einer Rechts- oder Linkskurve aus dem Geradeausflug nach Norden die maximalen Drallachsenauslenkungen zu erwarten sind. Die Entscheidung hängt davon ab, in welchem Fall beim Beginn des Kurvenfluges die Wirkung des Reibungsmomentes M_R zur Wirkung des Stützmomentes M_S sich addiert oder subtrahiert. Bei der Drehrichtung des untersuchten Kreisels liegen die Reibungsverhältnisse infolge der Umlaufrichtung des Kreisels so, daß bei einer Rechtskurve aus dem Geradeausflug nach Norden sich die Wirkung von Stützung und Reibung addieren und bei einer Linkskurve sich Stützung und Reibung entgegenwirken.

Wir betrachten daher drei Beispiele eines horizontalen Rechtskurvenfluges aus der Nordrichtung mit folgenden numerischen Werten:

- I. $v = 267 \text{ km/h}$, $\omega = 2^\circ/s$, $M_R = 1/2 \text{ cmg}$ (Bild 2)
- II. $v = 400 \text{ km/h}$, $\omega = 2^\circ/s$, $M_R = 2 \text{ cmg}$ (Bild 3)
- III. $v = 600 \text{ km/h}$, $\omega = 2^\circ/s$, $M_R = 8 \text{ cmg}$ (Bild 4)

Das Verhältnis von Stützung zu Reibung sei hierbei $\mu = M_S/M_R = 1,5$. Die Fluggeschwindigkeiten verhalten sich wie 2 : 3 und die Reibungsmomente wie 1 : 4.

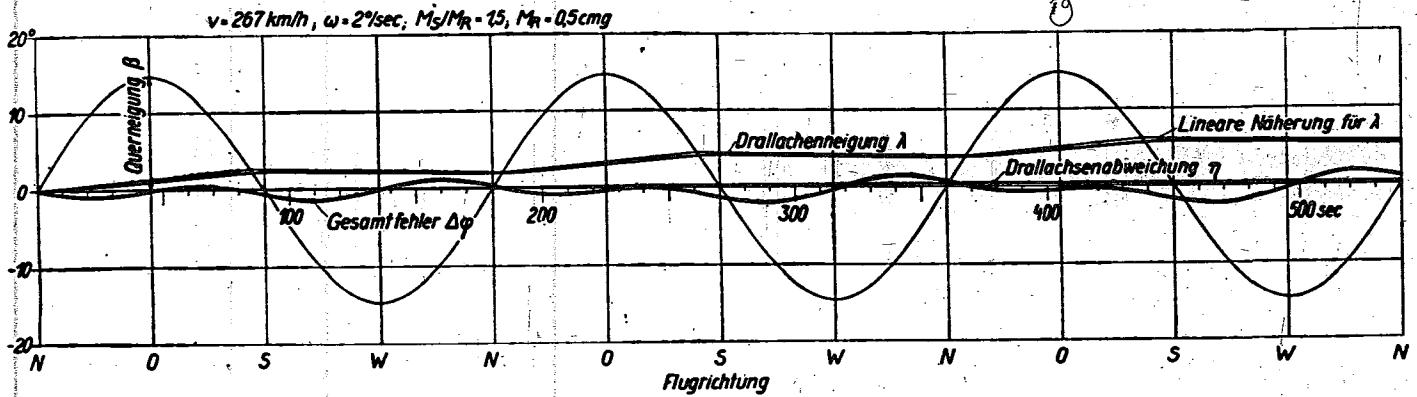


Bild 2

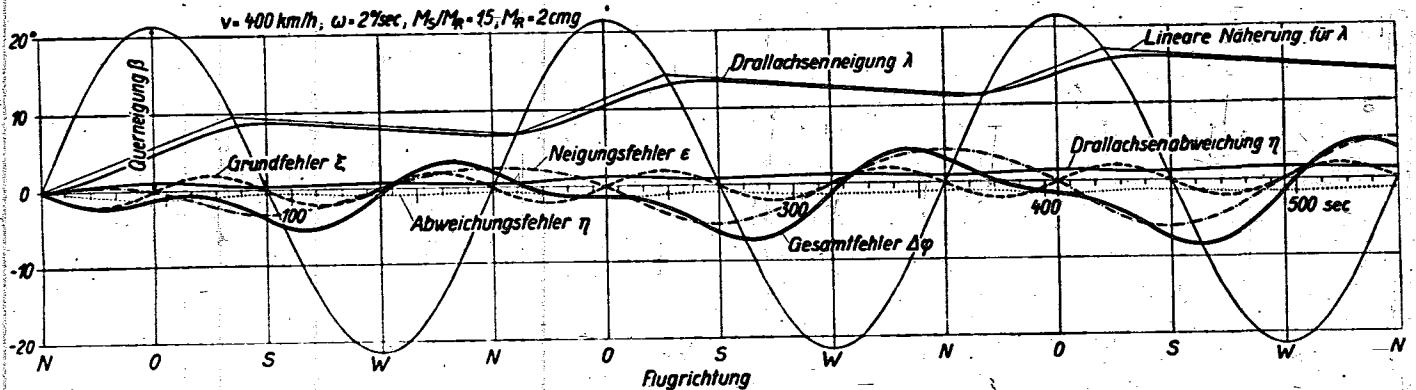


Bild 3

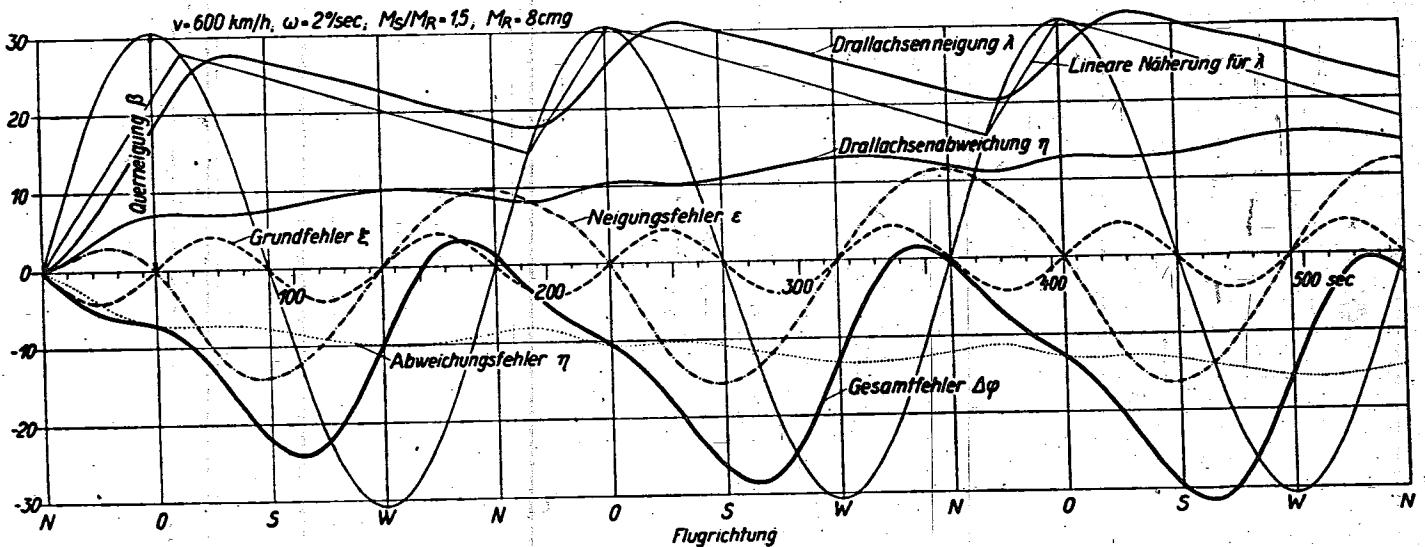


Bild 4

Bild 2 bis 4. Graphische Darstellung der Kurvenfehler bei drei horizontalen Vollkurven

V. Die Drallachsenlage beim Kurvenflug

Aus den Gleichungen (1), (2), (4) und (5) wird die Drallachsenlage λ , η für die drei Rechenbeispiele durch schrittweise numerische Integration bestimmt. Die Bilder 2 bis 4 zeigen den Verlauf der Drallachsenauslenkung λ und η über drei horizontale Vollkurven. Ferner ist in einem Polardiagramm (Bild 6) der Verlauf der Drallachsenneigung für die drei Rechenbeispiele gezeigt.

Aus dem Verlauf der λ -Kurven in Bild 2 bis 4 erkennt man, daß λ sich näherungsweise durch ein einfaches graphisches Verfahren bestimmen läßt, so daß eine eingehende Diskussion der Drallachsenneigung beim Kurvenflug, die für die Fehlanzeige des Kurswinkels maßgebend ist, möglich wird.

A. Lineare Näherungsbestimmung der Drallachsenneigung

Läßt man den Steuerbereich des Potentiometers zu Null werden, so wirkt bei einer Auslenkung der Drallachse sofort das volle Stützmoment. Hierzu addiert sich bei einer Rechtskurve aus der Nordrichtung das konstante Reibungsmoment. Dieser Summe $M_R + M_S$ entspricht ein lineares Anwachsen von λ . Zeichnet man daher in die Linie $\beta \sin \varphi$, die den Winkel darstellt, den das Kardanrahmenlot mit der horizontalen Nord-Südrichtung einschließt, die der Momentensumme $M_R + M_S$ entsprechende Gerade $\lambda = \text{const} \cdot \varphi$ ein, so schneidet diese Linie die Sinuslinie in dem Punkt, in dem das Stützmoment sein Vorzeichen wechselt, d. h. in dem Punkt, in dem das Kardanrahmenlot mit der Drallachse

wieder zusammenfällt. Von diesem Punkt an wirkt das Moment $M_R - M_S$, dem ein lineares Abnehmen von λ entspricht. Dieser Geradenzug durch die Sinuslinie $\beta \sin \varphi$ ist eine einfache zeichnerische Näherungsbestimmung der Drallachsenneigung λ .

Die Bilder 2, 3 und 4 zeigen die gute Übereinstimmung der linearen Näherungslösung mit den Kurven der Drallachsenneigung λ , die durch schrittweise numerische Integration ermittelt wurden. Ferner zeigen die Kurven die Wirkung des endlichen Potentiometerbereiches in der stetigen Richtungsänderung der Kurven in Nähe der Schnittpunkte mit der Sinuslinie $\beta \sin \varphi$.

B. Das Einschwingen der Drallachse bei verschiedenen Drehgeschwindigkeiten

Die zeichnerische Bestimmung der Drallachsenneigung ist in Bild 5 beispielsweise für die Fluggeschwindigkeit von $v = 500 \text{ km/h}$ über sechs Vollkurven gezeigt. Für die Rechtskurve aus der Nordrichtung gilt der Linienzug mit der Momentensumme $M_R + M_S$, für eine Linkskurve aus der Nordrichtung der Linienzug mit der Momentensumme $-M_R + M_S$. Ferner ist noch die Drallachsenneigung für verschwindendes Reibungsmoment ermittelt.

Hieraus ergibt sich für eine Rechtskurve aus der Nordrichtung:

Bei geringer Kurvengeschwindigkeit ($\omega = 0,5 \text{ } ^\circ/\text{s}$) folgt die Drallachse dem Kardanrahmenlot und die Drallachsenneigung erreicht bei $\varphi = \pi/2$ ihren maximalen Wert, den sie bei jeder folgenden Vollkurve an der gleichen Stelle im Ostkurs erreicht. Bei wachsender Kurvengeschwindigkeit schwingt die Drallachse erst nach mehreren Vollkurven zum Maximalwerte ein. Ferner ist der Maximalwert im Dauerkurvenflug bei einer Rechts- (Links-) kurve stets positiv (negativ). Der Maximalwert der Drallachsenneigung der ersten Vollkurve ist stets kleiner als der Maximalwert im Dauerkurvenflug.

Die gleichen Aussagen gelten für die Linkskurve aus dem Geradeausflug in Nordrichtung mit dem Unterschied, daß die Maximalwerte der Drallachsenneigung später erreicht werden als bei einer Rechtskurve und daß der Maximalwert in der ersten Vollkurve kleiner ist als der bei einer Rechtskurve aus der Nordrichtung.

Für verschwindendes Reibungsmoment schwingt die Drallachsenneigung zu gleich großen positiven und negativen Werten um die Nulllinie ein.

Das oben erwähnte Polardiagramm Bild 6 gibt den Verlauf des Auswanderns und Einschwingens der Drallachse besonders anschaulich wieder. Es zeigt das Einschwingen in den drei ersten Vollkurven bei einer Drehgeschwindigkeit von $2 \text{ } ^\circ/\text{s}$ für verschiedene Fluggeschwindigkeiten und verschieden großes Reibungsmoment. Die verschieden starke Auslenkung der Drallachse rührt weniger von der verschieden großen Fluggeschwindigkeit her als vielmehr vom Einfluß der Größe des Stütz- und Reibungsmomentes. Daher wird der Einfluß dieser Größe für die verschiedenen Flug- und Drehgeschwindigkeiten

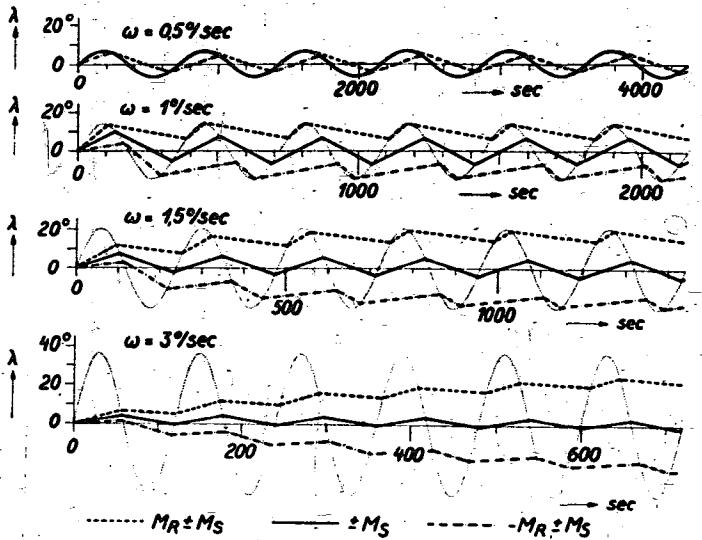


Bild 5. Einschwingen der Drallachse bei verschiedenen Drehgeschwindigkeiten für $v = 500 \text{ km/h}$

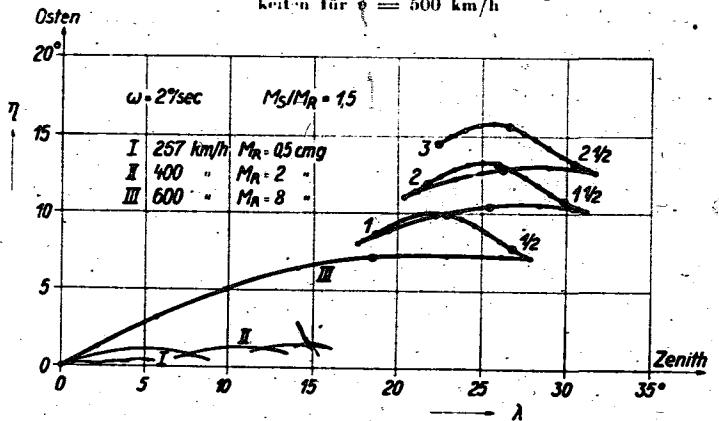


Bild 6. Auswanderung der Drallachse aus der Nordrichtung bei einer Rechtskurve aus der Nordrichtung

ten und der Einfluß des Verhältnisses von Stützung zu Reibung auf die Drallachsenneigung näher untersucht.

C. Die Abhängigkeit der Drallachsenneigung von der Größe des Stütz- und Reibungsmomentes

Je größer das auf die Kardanrahmenachse aufgeschaltete Stützmoment ist, umso rascher präzediert die Drallachse in die Richtung des Kardanrahmenlotes und umso größer wird die Drallachsenauslenkung und demzufolge auch die Fehlweisung der Kursrose. — Die graphische Ermittlung der maximalen Drallachsenneigung innerhalb der ersten vollen Rechtskurve aus dem Geradeausflug nach Norden für die verschiedenen Flug- und Drehgeschwindigkeiten bei konstantem Verhältnis $M_S/M_R = 1.5$ wurde für drei numerische Werte des Reibungsmomentes für $M_R = 8 \text{ cmg}$, für $M_R = 2 \text{ cmg}$ und für $M_R = 0,5 \text{ cmg}$ durchgeführt (Bild 7). Man erhält folgende Gesetzmäßigkeiten:

Bei kleinen Drehgeschwindigkeiten ist die Drallachsenneigung nahezu unabhängig von der Größe von Stütz-

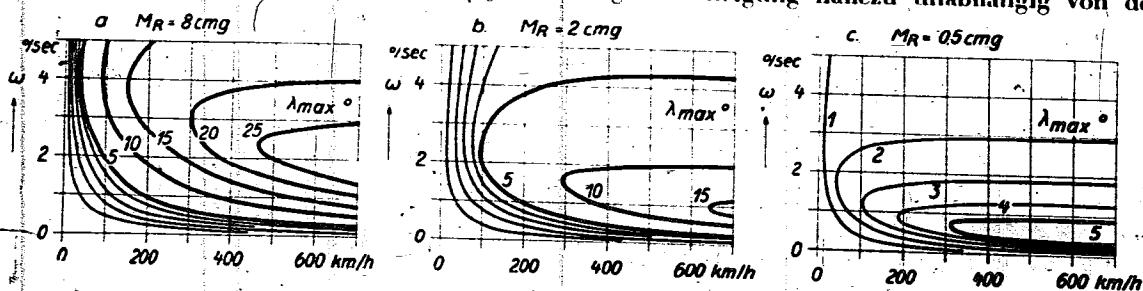


Bild 7. Maximale Drallachsenneigung beim Kurvenflug zwischen $\varphi = 0$ und $\varphi = 2\pi$

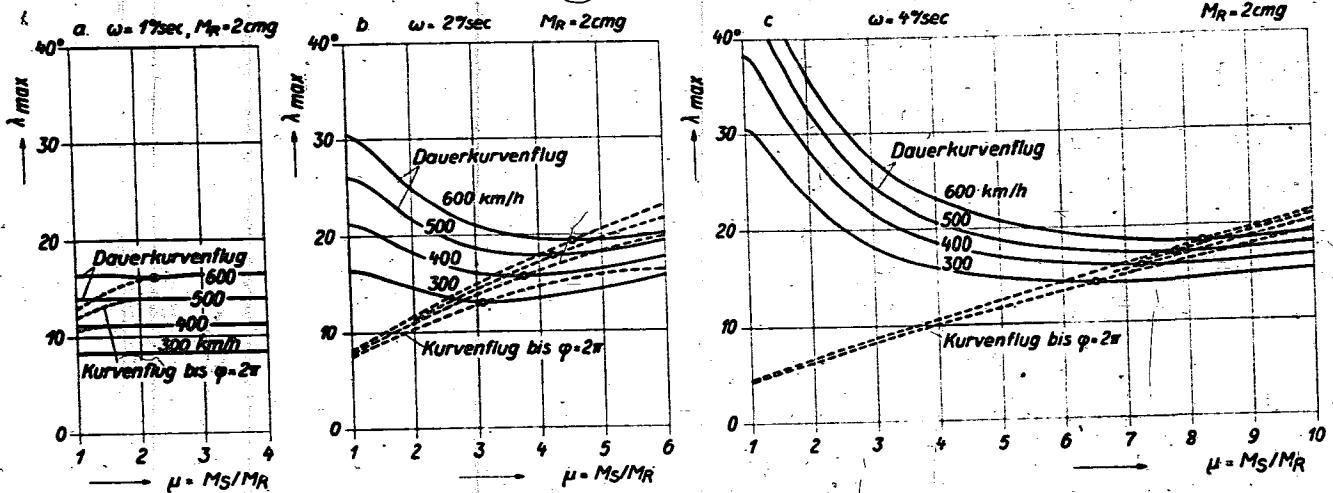


Bild 8. Die Drallachsenneigung λ in Abhängigkeit vom Verhältnis Stützung zu Reibung

zung und Reibung, bis etwa $\omega = 0,75 / \text{s}$. Je größer die Drehgeschwindigkeit und die Fluggeschwindigkeit wird, umso stärker wächst die Drallachsenneigung mit wachsendem Reibungs- und Stützmoment. Sie erreicht ihre Maximalwerte nicht etwa bei großen Drehgeschwindigkeiten, wie man erwartet, etwa bei $\omega = 5 / \text{s}$, sondern bei mittleren Drehgeschwindigkeiten, die in der Praxis viel geflogen werden, nämlich bei $\omega = 1$ bis $2 / \text{s}$.

Für die Verringerung der Kursrosenfehlanzeige ist daher die Verringerung des Stützens- und Reibungsmomentes anzustreben, damit die Drallachsenneigung so klein wie möglich bleibt. Wird die Reibung verringert, so kann auch die normale Stützung herabgesetzt werden, da die Größe der Fehlanzeige auch vom Verhältnis von Stützung zu Reibung abhängt, was im folgenden untersucht wird.

D. Die Drallachsenneigung in Abhängigkeit vom Verhältnis Stützung zu Reibung

Für den Wert des Reibungsmomentes $M_R = 2 \text{ cmg}$, dem mittleren Wert der drei numerisch durchgerechneten Beispiele, wurde die maximale Drallachsenneigung für den Kurvenflug bis $\varphi = 2\pi$ und für den Dauerkurvenflug in Abhängigkeit vom Verhältnis Stützung zu Reibung graphisch ermittelt. Das Ergebnis zeigt Bild 8 und besagt:

Bei geringen Drehgeschwindigkeiten ($\omega = 1 / \text{s}$) ist die maximale Drallachsenneigung bei geringen Fluggeschwindigkeiten unabhängig von dem Wert μ . Bei höheren Fluggeschwindigkeiten wächst die Drallachsenneigung beim Kurvenflug bis $\varphi = 2\pi$ mit wachsendem μ und erreicht asymptotisch den Grenzwert der Drallachsenneigung im Dauerkurvenflug, der gleich dem Anfangswert bei $\mu = 1$ d. h. gleich der Querneigung β ist.

Bei höheren Drehgeschwindigkeiten, $\omega = 2 / \text{s}$, zeigen sich die Gesetzmäßigkeiten deutlich. Beim Kurvenflug bis $\varphi = 2\pi$ wächst λ mit wachsendem μ und schneidet die Kurven der Drallachsenneigung im Dauerkurvenflug offenbar an der Minimalstelle der λ -Kurven des Dauerkurvenfluges. Beide Kurvenscharen streben dann mit wachsendem μ einem der Fluggeschwindigkeit entsprechenden Grenzwert, der Querneigung β zu. Bei großen Drehgeschwindigkeiten, $\omega \approx 4 / \text{s}$, sind die gleichen Gesetzmäßigkeiten zu erkennen.

Hieraus folgt: Je kleiner das Verhältnis von Stützung zu Reibung ist, umso kleiner ist die maximale Drallachsenneigung im Kurvenflug bis $\varphi = 2\pi$ und demzufolge auch die Fehlanzeige an der Kursrose. Da bei einem

Dauerkurvenflug im allgemeinen mit geringen Drehgeschwindigkeiten und mit herabgesetzter Fluggeschwindigkeit geflogen wird, so vergrößert das kleine Verhältnis von Stützung zu Reibung die Drallachsenneigung in tragbaren Grenzen. Es ist daher anzustreben, daß das Verhältnis von Stützung zu Reibung nicht zu groß gewählt wird.

VI. Die Fehler der Kursanzeige

Die Fehlanzeige der Kursrose $\Delta\varphi$ wurde als die Differenz zwischen scheinbarem Kurswinkel φ und dem wahren Kurswinkel φ in Gleichung (7) ermittelt, wobei sich der scheinbare Kurswinkel φ aus den Koordinaten der Drallachsenauslenkung λ und η bestimmt. In den Bildern 2 bis 4 ist der Verlauf des Gesamtfehlers $\Delta\varphi$ über drei Vollkurven im Horizontalflug dargestellt.

Entsprechend der wachsenden Drallachsenauslenkung wächst auch die Fehlanzeige $\Delta\varphi$ der Kursrose in periodischen Schwankungen mit zunehmender Amplitude. Die $\Delta\varphi$ -Kurve ist durch Superposition von drei Bestandteilen in der Form

$$\Delta\varphi = \varepsilon + \gamma + \bar{\varepsilon} \quad (8)$$

darstellbar. Hierbei ist

- ε der Neigungsfehler infolge der Drallachsenneigung λ
- γ der Abweichungsfehler infolge der Drallachsenabweichung η aus der Nord-Südebene und
- $\bar{\varepsilon}$ der Grundfehler.

Diese Einzelfehler bestimmen sich wie folgt.

A. Der Neigungsfehler, ε infolge der Drallachsenneigung λ

Beim Geradeausflug nach Norden liegen Drallachse und Flugrichtung in einer Vertikalebene und die Drallachse schließt mit der horizontalen Nord-Südrichtung, der Flugrichtung den Winkel λ ein (Bild 9). Neigt sich das Flugzeug um seine Längsachse um den Winkel β , so wird die Kursrosenachse aus der Vertikalebene um den Winkel β ausgelenkt. Da die Drallachse ihre Lage im Raum beibehält, so zeigt die Kursrose einen um ε_1 verschiedenen Wert von der wahren Flugrichtung. Nach Wintergerst ist

$$\text{tg } \varepsilon_1 = \sin \beta \cdot \text{tg } \lambda. \quad (9)$$

Diese Gleichung folgt aus dem sphärischen Dreieck ABC, mit den Seiten $AB = \lambda$, $BC = \varepsilon$ und dem Winkel $ABC = 90^\circ - \eta$, indem man zuerst die Drallachse, die durch den Punkt A geht, die Drehung des Flugzeugs um den Winkel β mitnehmen läßt. Dann geht die Drallachse durch den Punkt A'. Durch zwei zueinander senkrechte Drehungen führt man die Drallachse über A'' nach A

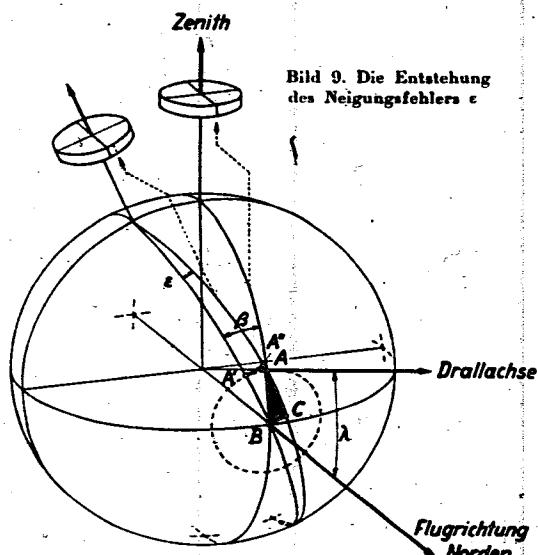


Bild 9. Die Entstehung des Neigungsfehlers ε

zurück. Die Drehung um die Kursrosenachse um den Winkel ϵ_1 ist dann die Fehlweisung der Kursrose beim Geradeausflug nach Norden, wenn sich das Flugzeug bei ausgelenkter Drallachse um seine Längsachse dreht.

Der Neigungsfehler ist jedoch auch abhängig von der Flugrichtung φ . Er wird bei geneigter Drallachse beim Flug nach Osten bzw. Westen gleich Null. Es gilt also

$$\epsilon = \epsilon_{max} \cos \varphi \quad (10)$$

In Bild 10 ist eine Rechentafel angegeben, mittels derer man aus Flug- und Drehgeschwindigkeit die zugehörige Querneigung β des Flugzeugs nach Gleichung (3) ablesen kann und für die graphisch oder rechnerisch bestimmte Drallachsenneigung λ den zugehörigen Neigungsfehler ϵ_{max} ermitteln kann. Diese Rechentafel ist unabhängig von den Werten, der Stützung und Reibung. (Zahlenbeispiel: Bei 400 km/h Fluggeschwindigkeit und $2^\circ/s$ Drehgeschwindigkeit ist die Querneigung des Flugzeugs $\beta = 21^\circ$. Wählen wir aus Bild 3 den Wert der Drallachsenneigung $\lambda = 9^\circ$ bei $\varphi = \pi$, so ist der zugehörige maximale Neigungsfehler $\epsilon_{max} = 3,3^\circ$, siehe Bild 3).

B. Der Abweichungsfehler η infolge der Drallachsenab- weichung aus der Nord-Südebene

Liegt die Drallachse nicht in der Nord-Südebene, so geht die Fehlweisung η direkt in den Gesamtfehler der Kursanzeige ein. Ist die Abweichung η , entsprechend der Vorzeichenfestlegung in Bild 1, bei einer Abweichung der Drallachse nach Osten positiv, so verkleinert sich eine positive Fehlanzeige an der Kursrose um den Betrag η .

C. Der Grundfehler ξ

Dieser Fehler tritt auf, wenn bei einer horizontal nach Norden gerichteten Drallachse ($\lambda = \gamma = 0$) das Flugzeug sich bei dem jeweiligen Kurswinkel φ um seine Längsachse um den Betrag β dreht. Aus Gleichung (1) folgt dann für $\lambda = \gamma = 0$

$$\sin \varphi_1 = \sin \beta \cdot \sin \varphi \quad (11)$$

und aus Gleichung (6)

$$\cos \varphi_1 = \cos \varphi / \cos \beta_1 \quad (12)$$

Hierbei bedeutet der Index 1 den Sonderfall $\lambda = \gamma = 0$. Es ist dann der Grundfehler ξ

$$\xi = \varphi_1 - \varphi \quad (13)$$

ξ ist der Anzeigefehler der Kursrose, der bei horizontal

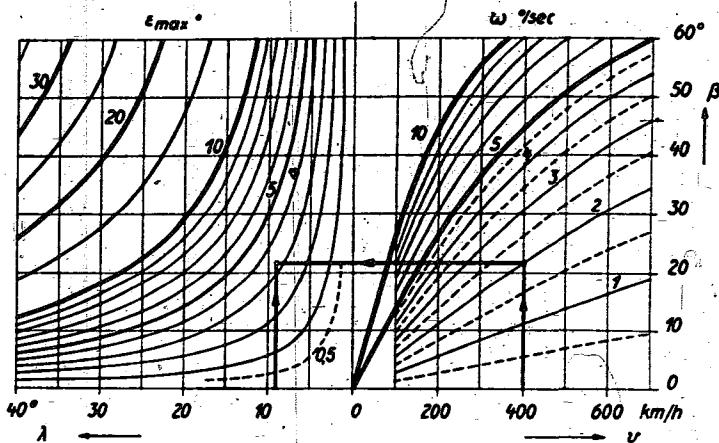


Bild 10. Diagramm zur Bestimmung des Neigungsfehlers ε aus v, ω und Drallachsenneigung λ

nach Norden ausgerichteter Drallachse bei Drehung des Flugzeugs um seine Längsachse auftritt. Es ist der Winkel, um den man den äußeren Kardanrahmen bei Drehung des Flugzeugs um seine Längsachse verdrehen muß, damit die Drallachse wieder in die horizontale Nord-Südrichtung weist. Der maximale Grundfehler tritt bei $\varphi = 45^\circ$ auf und ist negativ. Es gilt daher

$$\xi = -\xi_{max} \sin 2\varphi \quad (14)$$

D. Die Vorzeichen der Einzelfehler

Die Einzelfehler haben demnach in den einzelnen Quadranten des Kurvenfluges das in Zahlentafel 1 angegebene Vorzeichen (hierbei entspricht R einer Rechtskurve aus der Nordrichtung und L einer Linkskurve).

Zahlentafel 1. Vorzeichen der Einzelfehler.

Flugrichtung φ	Neigungsfehler ϵ		Abweich.-Fehler η		Grundfehler ξ	
	R	L	R	L	R	L
Norden 0°	+	-	-	-	0	0
45°	+	-	-	-	-	-
Osten 90°	0	0	-	-	0	0
135°	-	+	-	-	+	+
Süden 180°	-	+	-	-	0	0
225°	-	+	-	-	-	-
Westen 270°	0	0	-	-	0	0
315°	+	-	-	-	+	+
Norden 360°	+	-	-	-	0	0

VII. Die Abschätzung des Gesamtfehlers der Kursanzeige

In den Bildern 2, 3 und 4 der numerisch durchgerechneten Beispiele zeigt sich, daß die Maximalwerte der Einzelfehler nicht bei gleichem Kurswinkel φ auftreten. Daher läßt sich das Maximum des Gesamtfehlers $\Delta\varphi$ aus den Einzelfehlern im Kurvenflug bis $\varphi = 2\pi$ und im Dauerkurvenflug nur näherungsweise durch Superposition abschätzen.

A. Der Neigungsfehler

Für den Neigungsfehler ϵ ergibt sich aus der linearen Abschätzung der Drallachsenneigung λ das Diagramm Bild 8. Aus den graphisch ermittelten Werten für λ_{max} im Kurvenflug bis $\varphi = 2\pi$ und im Dauerkurvenflug erhält man den zugehörigen Maximalwert des Neigungsfehlers $\epsilon_{max} = \epsilon_1$ der in Bild 11 a im Schichtenbild dargestellt ist. Dieses gilt jedoch nur für das Momentenverhältnis $M_S/M_R = 1,5$ und für $M_R = 2 \text{ cmg}$.

B. Der Abweichungsfehler

Der Abweichungsfehler η läßt sich aus den bisher durchgerechneten Beispielen weder graphisch noch

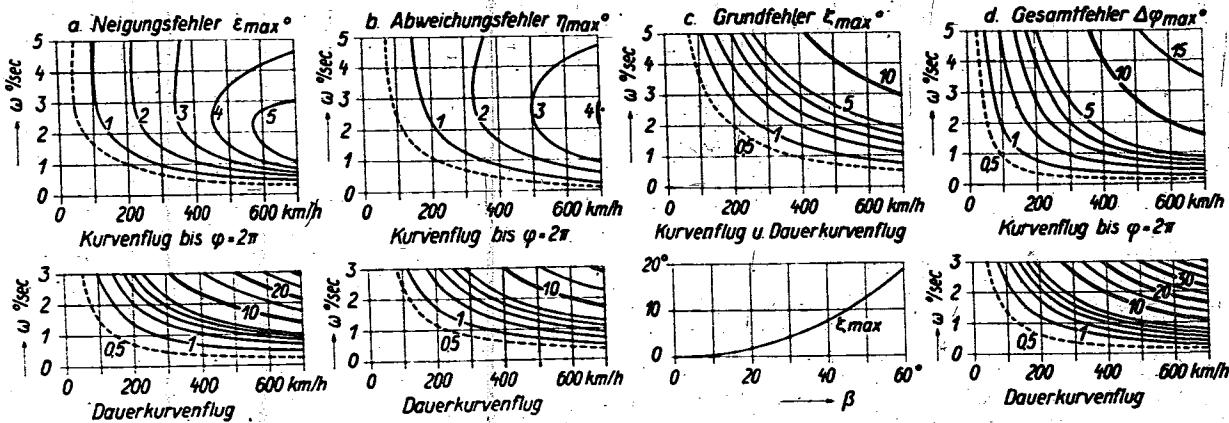


Bild 11. Die einzelnen Kurvenfehler und der Gesamtf Fehler bei einem horizontalen Dauerkurvenflug mit $M_R = 2 \text{ cmg}$ und $M_S/M_R = 1.5$.

rechnerisch annähernd abschätzen. Aus Bild 1 ersieht man jedoch, daß sich die Kardanrahmenachse auf einem Kreiskegel um die Zenithlinie mit dem Neigungswinkel β bewegt. In erster Näherung wird daher η den Wert $\beta \cdot \lambda_{max}$ nicht überschreiten. Ferner ergibt sich aus der numerischen Rechnung, daß der Winkel γ im weitaus größeren Teil des Kurvenfluges kleiner als die Querneigung β ist. Nehmen wir den Schwerpunkt der Halbkreislinie, auf dem sich der Punkt B (Bild 1) innerhalb der ersten Halbkurve bewegt, als wahrscheinlichen Größtwert der Drallachsenabweichung an, so können wir schreiben

$$\eta_{max} \sim 2\beta \cdot \lambda_{max} / \pi. \quad (15)$$

In Bild 11b sind die Schichtenlinien $\eta_{max} = \text{const}$ sowohl für den Kurvenflug bis $\varphi = 2\pi$ als auch für den Dauerkurvenflug dargestellt. Das Schichtenbild gilt jedoch nur für das Verhältnis $M_S/M_R = 1.5$ mit $M_R = 2 \text{ cmg}$.

C. Der Grundfehler

Der maximale Grundfehler ξ wird aus Gleichung (11) bis (14) für die bisher betrachteten Flug- und Drehgeschwindigkeiten exakt ermittelt und in Schichtenlinien $\xi_{max} = \text{const}$ in Bild 11c dargestellt. Hierbei ist zu bemerken, daß der Grundfehler ξ für den Einzelkurvenflug und für den Dauerkurvenflug gleich groß und von der Größe des Stütz- und Reibungsmomentes unabhängig ist.

D. Der Gesamtf Fehler

Der Gesamtf Fehler $\Delta\varphi$ wird als Summe der Näherungswerte der maximalen Einzelfehler einen zu großen Beitrag liefern, da die Maxima der Einzelfehler nicht an der

gleichen Stelle des Kurvenfluges auftreten. Demzufolge sei der Gesamtf Fehler $\Delta\varphi$ als Summe der maximalen Einzelfehler mit dem Faktor 0,75 als Schätzwert angeschrieben:

$$\Delta\varphi_{max} = 0,75 (\epsilon_{max} + \eta_{max} + \xi_{max}). \quad (16)$$

Die in Bild 11d angegebenen Schichtenlinien $\Delta\varphi_{max} = \text{const}$ gelten nur für das der Rechnung zugrunde liegende Reibungsmoment $M_R = 2 \text{ cmg}$ und das Verhältnis $M_S/M_R = 1.5$. Zum Vergleich von Schätz- und Rechnung dient nur das Zahlenbeispiel Bild 3. Dort ist an der Stelle $\varphi = 213^\circ$ der Gesamtf Fehler $\Delta\varphi_{max} = -5,2^\circ$, während man aus dem Diagramm des Bildes 11d für $v = 400 \text{ km/h}$ und $\omega = 2^\circ/\text{s}$ den Wert $\Delta\varphi_{max} = 5,9^\circ$ ermittelt.

VIII. Schlußbetrachtungen

Die beim Handkurvenflug bei konstanter Fluggeschwindigkeit und konstanter Neigung der Flugzeuglängsachse auftretenden Fehlweisungen des Kurskreisels würden beim automatischen Kurvenflug zu Änderungen der Drehgeschwindigkeit führen. In dem betrachteten Beispiel 11, Bild 3 wächst die Änderungsgeschwindigkeit des Gesamtferrors $\Delta\varphi$ von $0,25^\circ/\text{s}$ der ersten Vollkurve bis zu dem Wert $0,35^\circ/\text{s}$ an einer Stelle der dritten Vollkurve. Beim automatisch gesteuerten Kurvenflug treten demnach bei großen Fehlweisungen des Kurskreisels auch große Drehgeschwindigkeitsänderungen und damit Schwankungen in der Querneigung des Flugzeugs ein, die jedoch hier nicht näher betrachtet werden sollen.

Stellt man dagegen den Kurskreisel auf eine horizontierte Plattform, so verschwindet der Grundfehler und die übrigen Fehler können durch eine starke Stützung beliebig klein gemacht werden.

Das Flügelflattern als komplexes Eigenwertproblem¹⁾

Bericht der AVA Göttingen, Institut für instationäre Vorgänge

Das Flügelflattern ist ein selbsterregter Schwingungsvorgang. Die Selbsterregung geschieht über die durch Schwingungen des Tragflügels im Luftstrom erzeugten Luftkräfte. Der Bewegungsablauf ist bestimmt durch das Gleichgewicht zwischen Massen-, Luft-, Elastizitäts- und inneren Dämpfungskräften.

Gefragt ist nach der kleinsten „kritischen“ Geschwindigkeit v_K , d. i. die kleinste Fluggeschwindigkeit, bei der eine harmonische Schwingung gleichbleibender Am-

plitude aufrechterhalten bleibt. (Wächst die Geschwindigkeit über v_K hinaus, so tritt i. a. angefachtes Flattern ein). Voraussetzung für eine solche ist das Zusammenwirken zweier aerodynamisch verschiedenartig wirksamer Bewegungsmöglichkeiten des Tragflügels, wie Flügelschlag, Flügeldrehung, Ruderdrehung u. a. m.; das erforderliche Gleichgewicht ist i. a. nur möglich, wenn zwischen diesen Bewegungsmöglichkeiten eine Phasenverschiebung in der Größenordnung $\pi/2$ auftritt.

Sind die beim Flattern auftretenden Verformungen des Flügels vorgegeben, so hängt das Verhältnis zwischen Massenkräften und elastischen Kräften ab vom Quadrat der Kreisfrequenz ω ; das Verhältnis zwischen Massenkräften und Luftkräften ist durch eine kombinierte Größe, die reduzierte Frequenz $\omega_0 = v l_0 / v_K$ (l_0 ist die halbe Bezugsflügeltiefe), gegeben. Die inneren

1) FB 1719; P. Jordan (AVA): Das Flügelflattern als komplexes Eigenwertproblem. I. Vergleichsrechnungen an einem zweikieligen Leitwerk. 72 S., 14 Abb., 8 Zahlentafeln.

Dämpfungskräfte lassen sich durch eine Phasenverschiebung φ zwischen den äußeren Kräften und den Verformungen darstellen.

Neben den Verformungen sind somit v und ω_0 bzw. v_k und ω_0 die eigentlichen Unbekannten des Problems. Die Abhängigkeit der Luftkräfte von ω_0 ist jedoch derart kompliziert, daß man gezwungen ist, ω_0 als vorgegebenen Parameter zu behandeln, und irgendeine andere Größe zur Unbekannten zu machen. Wählt man als solche den Phasenwinkel φ der inneren Dämpfung, so entsteht bei komplexer Formulierung der Bewegungsgleichungen ein dem reellen Eigenwertproblem der Standschwingung analoges komplexes Eigenwertproblem. Dieses wird in reduzierter Schreibweise und bei Beschränkung auf die Bewegungsmöglichkeiten Flügelschlag und Flügeldrehung dargestellt durch die beiden simultanen Integralgleichungen

$$\lambda y(y) = \int_0^1 G_f(y, \eta) [\alpha f(\eta) + \beta g(\eta)] d\eta$$

$$\lambda g(y) = \int_0^1 G_g(y, \eta) [\gamma f(\eta) + \delta g(\eta)] d\eta$$

Darin ist $\lambda = e^{i\varphi}/v^2$ der Eigenwert, $f(y)$ und $g(y)$ die Eigenfunktionen, sind Biegeauslenkung und Torsionswinkel der elastischen Achse; G_f und G_g sind die entsprechenden Greenschen Funktionen. Die Kraftbeiwerte α bis δ der äußeren (Luft- und Massen-) Kräfte lassen sich auffassen als komplexe Massen. Da diese noch von dem Parameter ω_0 abhängen, entsprechen den Eigenwerten des Standschwingungsproblems Eigenwertkurven in der φ, v -Ebene.

Durch die Zusammenfassung der geschwindigkeitsabhängigen Luftkräften mit den Massenkräften in den Kraftbeiwerten α bis δ wird das komplexe Eigenwertproblem als selbständige Aufgabe neben das Standschwingungsproblem gestellt. Der vorliegende erste Bericht geht auf den durch diese Formulierung aufgeworfenen Fragenkreis noch nicht näher ein, behandelt vielmehr lediglich ein bestimmtes Beispiel.

Das komplexe Eigenwertproblem wird im vorliegenden Bericht gelöst für das Beispiel des symmetrischen Biege-Torsionsflatters eines zweikeiligen Leitwerks. Die gefährliche Flutterform ist dessen erste Oberschwingung. Sie wird durch iterative Verbesserung der Lösung erster Näherung bestimmt. Dieser Lösungsweg hat den Vorteil, daß die Zahl der Freiheitsgrade des Ansatzes auf zwei beschränkt bleibt. Die grundsätzliche Schwierigkeit der iterativen Berechnung von Oberschwingungen wird umgangen durch Ausnutzung des Umstandes, daß am Flattervorgang zwei verschiedene Bewegungsmöglichkeiten beteiligt sind. Die Berechnung unterscheidet sich so kaum noch von der Berechnung einer Grundschwingung und geht rasch und einfach vonstatten.

Am Ergebnis ist bemerkenswert, daß die Biegelinie der kritischen Flatterschwingung wesentlich komplex ist und, unter dem Einfluß der Einzelmassen, des geteilten Seitenleitwerks, erheblich von der Biegelinie der Standschwingung abweicht. Dennoch stimmen die mit den Standschwingungslinien als Ansatzfunktionen erhaltenen Ergebnisse erster Näherung recht gut mit der genauen Lösung überein. Das rührt daher, daß der Anteil der Biegeschwingung am Flattervorgang überhaupt geringfügig ist; somit ist erneut erhärtet, daß der letztere im wesentlichen den Charakter einer Torsionsschwingung hat.

Als zweite Unbekannte wurde oben der Phasenwinkel φ der inneren Dämpfung gewählt. Diese Wahl ist nicht

vorgeschrieben. Technisch liegt z. B. eine Steifigkeitsgröße näher. Das so entstehende Problem ist allerdings kein eigentliches Eigenwertproblem mehr und der theoretischen Behandlung schwer direkt zugänglich. Das iterative Lösungsverfahren bleibt möglich; sein Konvergenzbereich läßt sich vom Eigenwertproblem her übersehen. Es besteht jedoch die Schwierigkeit, daß über die Mannigfaltigkeit der Lösungen dieses Problems von vornherein nichts bekannt ist, und daß insbesondere aus dem Versagen eines Näherungsansatzes nicht auf die Nichtexistenz von Lösungen geschlossen werden kann.

Hilfsmittel der Flutterberechnung, sind die sog. Flatterkriterien; d. s. Teilaussagen der Flattergleichungen, die zu Näherungsansätzen Näherungslösungen für die Eigenwerte liefern. Eine Reihe derartiger Flatterkriterien sind vergleichend untersucht. Für Berechnungen erster Näherung eignen sich das Energie- sowohl wie das Integrierte Momentenkriterium, das letztere insbesondere für Parametervariationen. Das erstere versagt bei der Iteration, sobald wesentlich komplexe Ansatzfunktionen auftreten; die Folge der Näherungslösungen konvergiert nur langsam bzw. divergiert. Mit dem Integrierten Momentenkriterium ergeben sich gut konvergente Lösungsfolgen. Für die Iteration besonders geeignet sind Kriterien, in welche die iterierten Funktionen eingehen. — Die besonderen Vorzüge des Grammelschen Verfahrens treten bei Flutterberechnungen kaum in Erscheinung.

Im Anhang des Berichtes sind Zahlentafeln zur raschen numerischen Bestimmung der Greenschen Funktionen zusammengestellt. Ein vollständiger Iterationsschritt ist als Zahlenbeispiel durchgeführt.

P. Jordan, Göttingen

Elektrischer Antrieb für Flugzeigräder¹⁾

Zur Vermeidung des Reifenverschleißes beim Landen, der durch die plötzliche Beschleunigung der Fahrwerksräder vom Stillstand bis zur Landegeschwindigkeit im Augenblick des Aufsetzens entsteht, können die Fahrwerksräder vor der Landung angetrieben werden. Der Antrieb durch Elektromotoren, die im Innern des Radkörpers untergebracht werden können, wurde erprobt, der Beschleunigungsvorgang untersucht und die notwendige elektrische Leistung für das Beispiel eines Breitfelgenreades der Größe 1200×420 ermittelt.

Nach den Ergebnissen von Rechnung und Versuch genügt ein Elektromotor von rd. 1 PS Dauerleistung, der für Durchdrehanlasser serienmäßig verwandten Bauart zum Antrieb des der vorliegenden Entwicklungsaufgabe zugrunde gelegten Rades. Beim elektrischen Antrieb von mehreren Rädern läßt sich eine zu hohe Belastung der Batterie durch Nacheinander-Einschalten der einzelnen Motoren im Abstand von etwa 20 s vermindern. Ein nennenswerter Unterschied in den Enddrehzahlen der einzelnen Räder tritt dadurch nicht auf.

Der Einfluß der Anstömung auf die notwendige Antriebsleistung ist gering. Der Geschwindigkeitsverlust beträgt bei dem untersuchten Rad für die Endgeschwindigkeit nur 2,8%. Durch Verkleidung der gegen die Anströmung umlaufenden Teile des Rades wird infolgedessen auch nur so wenig gewonnen, daß sich der Aufwand hierfür nicht rechtfertigt.

H. P. Zoeppritz, Stuttgart

¹⁾ FB 1698; H. P. Zoeppritz (Forsch. Inst. f. Kraftfahrwes. u. Fahrzeugmot. T. H. Stuttgart): Entwicklung und Erprobung eines elektrischen Antriebs für Flugzeigräder. 14 S. 17 Abb.

Dreimomentenwaage für Kraftmessungen in Strömungskanälen

W. Frössel und E. Kunze, Göttingen

A 35 82

Bericht aus dem Kaiser Wilhelm-Institut für Strömungsforschung, Göttingen

Übersicht: Im folgenden Bericht wird eine Dreimomentenwaage beschrieben, die speziell für Kraftmessungen in geschlossenen Strömungskanälen entwickelt worden ist. Außer der Methode wird insbesondere die Konstruktion der Aufbauelemente und ihre Arbeitsweise dargelegt. Daneben werden die Erfahrungen bei der Herstellung wichtiger Teile mitgeteilt.

Gliederung

- I. Einleitung
- II. Meßprinzip der Dreimomentenwaage
- III. Konstruktion und Bau der Dreimomentenwaage
- IV. Vorbereitungen zur Eichung der Meßorgane
- V. Zusammenfassung

I. Einleitung

Zur Ermittlung eines ebenen Kräftesystems an einem in einem Windkanal oder dgl. angeströmten Körper mißt man meist den Auftrieb, den Widerstand und das Moment um eine beliebige aber bekannte und senkrecht zur Meßebene stehende Drehachse. Dabei sind Auftrieb und Widerstand die allgemein bekannten Kraftkomponenten senkrecht und parallel zur Strömungsrichtung. Die Aufhängung des Modellkörpers und die Kraftübertragung auf die außerhalb der Strömung befindliche Wägeeinrichtung erfolgt hierbei zumeist durch eine nur zugbeanspruchte Anordnung von Stahldrähten oder Stahlstäben.

Ein anderes Verfahren zur Bestimmung der obengenannten Kraftverhältnisse bietet die Dreimomentenmeßmethode¹⁾, die mit ihren Meßorganen besonders für solche Strömungsanlagen entwickelt und mit gutem Ergebnis praktisch erprobt worden ist, deren Freistrahlen aus Versuchsgründen nicht unter dem Atmosphärendruck stehen können und deren Meßstrecken abgeschirmt sein müssen. Als Beispiel zeigt Bild 1 die Verwendung der Dreimomentenwaage an einem Versuchsstand. Die Strömungsrichtung ist senkrecht zur

Bildebene. Die Übertragung der Modellkräfte auf die Wägeeinrichtung erfordert hierbei eine biegungs- und drehungssteife Modellhaltevorrichtung, die sich je nach Modellart ganz oder doch zum größten Teil außerhalb der Strömung befinden kann. Um auch gegen die Störungen etwa auftretender Rückströmungen neben dem Freistrahle auf die Haltevorrichtung gesichert zu sein, wird diese durch Verkleidungen geschützt.

II. Meßprinzip der Dreimomentenwaage

Aus der schematischen Darstellung der Dreimomentenwaage in Bild 2 ist die Anordnung der drei senkrecht zu der Meßebene stehenden Momentenachsen I, II und III ersichtlich, um die die Messung der drei erforderlichen und durch die gesuchte Kraft P hervorgerufenen Momente stattfindet. Die Wahl der Achsenstellungen zueinander begründet sich auf die Forderungen, aus der Momentenmessung um die Achse I im wesentlichen die Normalkraft, um die Achse II hauptsächlich die Tangentialkraft und um die Achse III die Lage der resultierenden Kraft ermitteln zu können, was natürlich voraussetzt, daß die Modellbezugslinie zu der Verbindungslinie der Achsen I und III parallel ist. Der Meßvorgang erfolgt in beliebiger Reihenfolge nacheinander um die drei erwähnten Achsen I, II und III nach der bekannten Nullpunktsmeßmethode. Dazu wird die jeweilige benutzte Drehachse durch eine von außen zu betätigende gehäusefeste Haltevorrichtung in der Meßebene festgehalten, während die beiden übrigen Haltevorrichtungen gelöst sein müssen, damit sich ihre Achsen frei bewegen können. Der Übergang von einer Achse zur anderen ge-

1) Die Meßmethode wurde in der beschriebenen Art von Prof. O. Walchner angegeben. Seine wertvollen Anregungen und Verbesserungsvorschläge während der konstruktiven Entwicklung und der Erprobung der Waage haben wesentlich zur Vervollkommenung derselben beigetragen. Für seine Mitwirkung sagen wir ihm an dieser Stelle unsern verbindlichsten Dank.

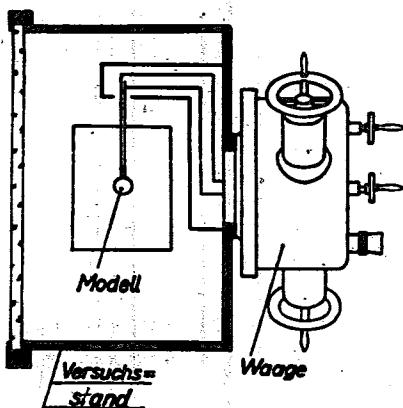


Bild 1. Dreimomentenwaage und Versuchsstand mit Modell, Modellträger und Verkleidung

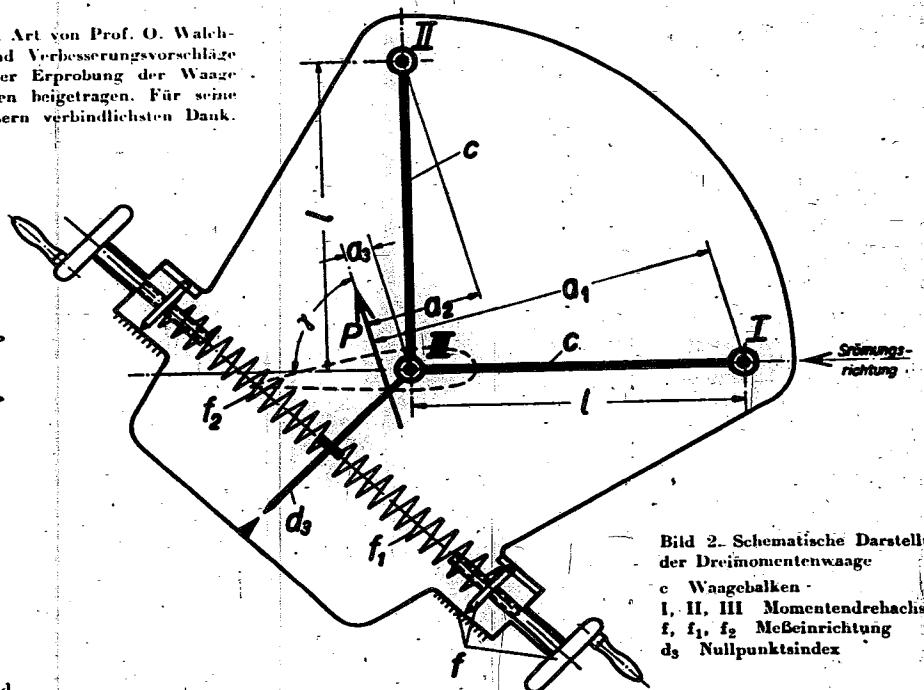


Bild 2. Schematische Darstellung der Dreimomentenwaage

- c Waagebalken
- I, II, III Momentendrehachsen
- f, f₁, f₂ Meßeinrichtung
- d₃ Nullpunktsebene

schieht durch Feststellung und Lösung der entsprechenden Haltevorrichtungen. Das hierbei durch das Gewicht des Waagebalkens c , des Modelles und der Zubehörteile verursachte Zusatzmoment muß durch Betätigung der Gegenfeder f_2 ausgeglichen werden. Dieselbe Ausgleichung ist auch bei Veränderungen des Anstellwinkels erforderlich, die durch Verdrehung des ganzen Waagegehäuses bewirkt wird.

Die Ermittlung der Momentenwerte erfolgt in bekannter Weise mit einer geeichten Meßvorrichtung bestehend aus einer Meßfeder f_1 und einer Verstellerschraube nebst Anzeigewerk f .

Die Umrechnungsformeln der drei mit der Federwaage um die Drehachsen I, II und III gemessenen Momente M_I, M_{II} und M_{III} in die gesuchten Größen γ, P und a_3 ergeben sich, wenn die mit der gesuchten Kraft P und den entsprechen-

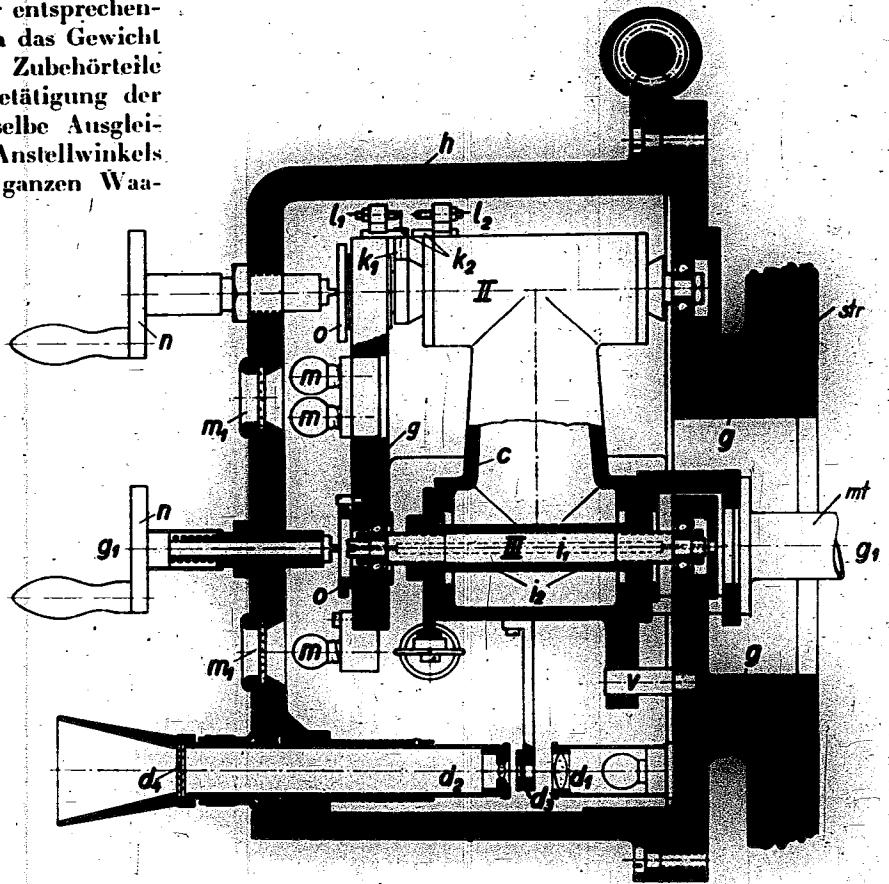


Bild 3. Schnitt durch die Dreimomentenwaage:
 c Waagebalken
 g Anschlußgehäuse zum Strömungskanal und Träger der Wägeeinrichtung
 h Abschlußhaube und Träger der Bedienungs- sowie der Ables- und Beobachtungsorgane
 l_1, l_2 kleumbare Momentendrehachse
 k_1, k_2 axiale Führungen
 l_1, l_2 elektrische Kontakte für die Kontrolllampen
 m grüne und rote Kontrolllampen
 m_1 Schaugläser
 n Bedienungshandräder
 o Einstellachsen für die Momentendrehachsen
 d_1, d_2, d_3, d_4 optische Anzeigevorrichtung
 v Waagebalkenschlag

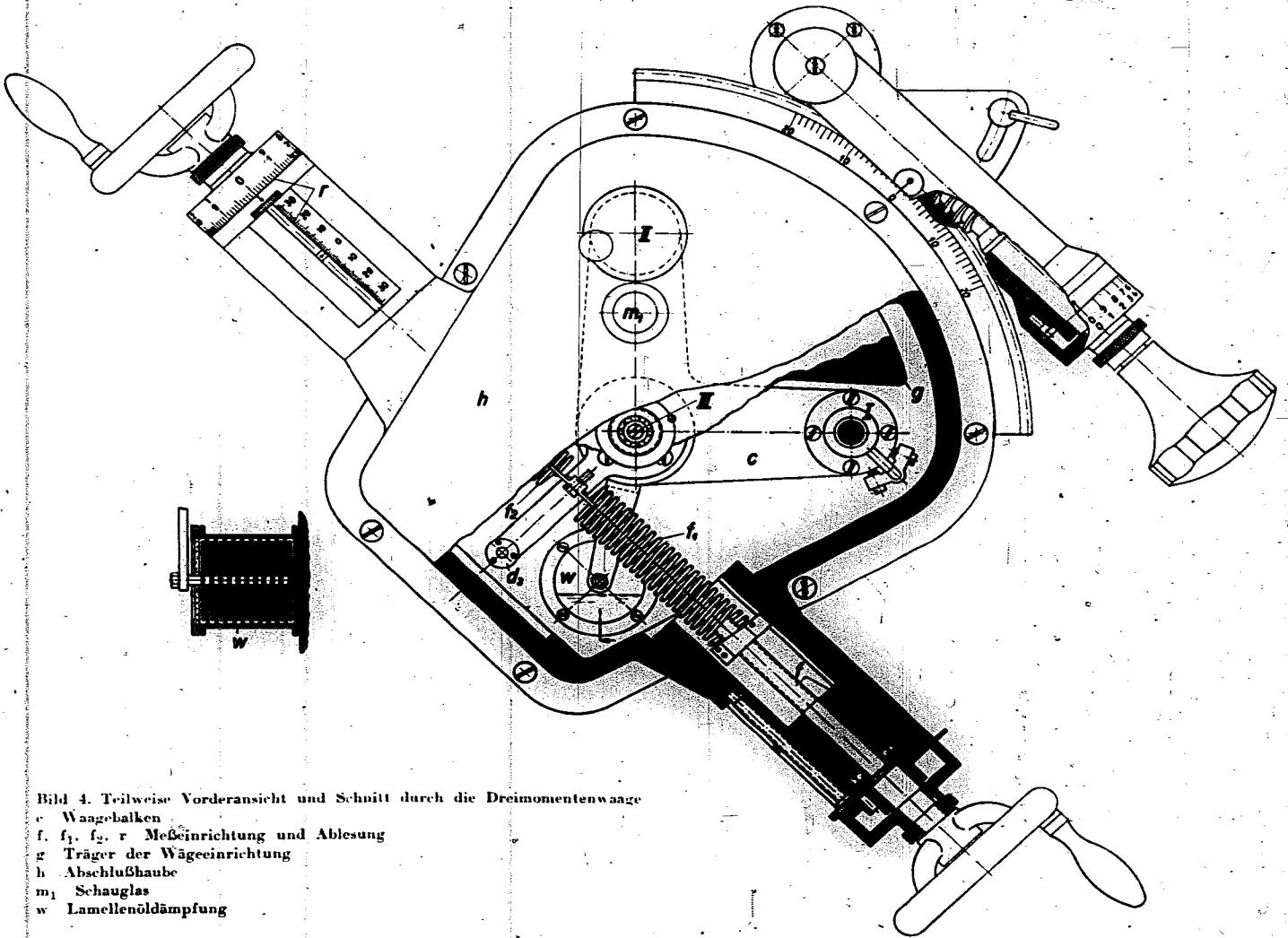


Bild 4. Teilweise Vorderansicht und Schnitt durch die Dreimomentenwaage
 c Waagebalken
 f f_1, f_2, r Meßvorrichtung und Ablesung
 g Träger der Wägeeinrichtung
 h Abschlußhaube
 m_1 Schaugläser
 w Lamellenöldämpfung

den Hebelarmen aus dem Bilde 2 gebildeten Momente den gemessenen gleichgesetzt werden. Also

$$M_I = P \cdot a_1 \quad (1a)$$

$$M_{II} = P \cdot a_2 \quad (1b)$$

und
$$M_{III} = P \cdot a_3 \quad (1c)$$

Mit der gegebenen Länge l des Waagebalkens c und dem Richtungswinkel γ der gesuchten, resultierenden Kraft P lassen sich die Hebellängen a_1 und a_2 wie folgt ausdrücken:

$$a_1 = l \sin \gamma + a_3 \quad (2a)$$

$$a_2 = l \cos \gamma + a_3 \quad (2b)$$

Damit lauten die drei Momentengleichungen

$$M_I = P \cdot (l \sin \gamma + a_3) \quad (3a)$$

$$M_{II} = P \cdot (l \cos \gamma + a_3) \quad (3b)$$

$$M_{III} = P \cdot a_3 \quad (3c)$$

Ihre Auflösung nach den Unbekannten γ , P und a_3 ergibt

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{M_I - M_{III}}{M_{II} - M_{III}} \quad (4a)$$

$$P = \frac{1}{l} \sqrt{(M_I - M_{III})^2 + (M_{II} - M_{III})^2} \quad \text{oder} \quad P = \frac{M_I - M_{III}}{l \sin \gamma} \quad (4b)$$

$$a_3 = \frac{M_{III} \cdot l}{\sqrt{(M_I - M_{III})^2 + (M_{II} - M_{III})^2}} \quad \text{oder} \quad a_3 = \frac{M_{III}}{P} \quad (4c)$$

Die Momentenvorzeichen sind wegen ihrer Willkür bei der Eichung der Waage festzulegen.

Die Gleichungen (4a) und (4b) zeigen, daß schon kleine Meßungenauigkeiten bei der Auswertung infolge der Differenzbildung mit den Einzelmessungen die Ergebnisse beträchtlich fälschen können, wenn M_{III} die Größenordnung von M_I oder M_{II} erreichen sollte. Dieser Umstand führt zu der an sich einfachen Lösung, den zunächst geschätzten Druckpunkt durch günstigen Anbau des Modelles an den Waagebalken möglichst in die Nähe der Momentenachse III zu verlegen. Gleichzeitig besteht aber auch das Bedürfnis etwa die Mitte des Modelles oder auch ungefähr den Druckpunkt annähernd mit der Gehäuseachse g_1-g_1 (Bild 3) zusammenfallen zu lassen, damit die Gesamtlage des Modelles zur Strömung bei Veränderungen des Anstellwinkels nur unwesentlich verschoben wird. Beide Forderungen werden am besten erfüllt, wenn die Gehäuseachse mit der Momentenachse III übereinstimmt. Diese Bedingung erschwerte die Konstruktion der Waage ganz wesentlich und konnte erst nach Überwindung größerer baulicher Schwierigkeiten erreicht werden.

III. Konstruktion und Bau der Dreimomentenwaage

Die technische Durchbildung der Dreimomentenwaage ist aus den Bildern 3 und 4 im Schnitt und Vorderansicht sowie aus den Lichtbildern 5 und 6 zu ersehen. Die Hauptteile sind die Grundplatte g (Bild 3 und 5) als Hauptträger der Wägeeinrichtung und Verbindungsstück mit dem Strömungskanalgehäuse str ; der Waagebalken c als Überträger der Modellkräfte auf die Meßorgane und die Haube h (Bild 3, 4 und 6) als Abschluß gegen den äußeren Druck und als Träger der Bedienungsräder sowie der Anzeigevorrichtungen. Die Festigkeitsberechnungen stützen sich bei der Grundplatte g und der Haube h in der Hauptsache auf den versuchsbedingten Druckunterschied zwischen innen und außen, wogegen bei dem Waagebalken c die maximalen Kraft- und Mo-



Bild 5. Einzelteile der Dreimomentenwaage
g) Anschlußgehäuse mit Lamellenöldämpfung w und einigen montierten Teilen. (Die drei sichtbaren Zahnräder sind für einen Spezialfall eingebaut und gehören nicht zur Waage)
i) Momentendrehscheibe, fertig montiert
f) Meßfeder und Gegenfeder mit den Federfassungen

mentenwerte in Anwendung zu bringen sind. Außer der Biege- und Verdrehsteifigkeit besteht bei dem Waagebalken c und der Modellhaltevorrichtung zwecks Ausnutzung des größtmöglichen Meßbereiches der Meßfedern noch die Forderung nach dem geringsten Gewicht, die erst durch röhrenförmige Formgebung und Verwendung von Elektromgüß²⁾ befriedigend erfüllt werden konnte.

Die im Abschnitt II genannten Momentenachsen sind konstruktiv durch die im Bild 3 und 4 mit I, II und III bezeichneten Zentriervorrichtungen gegeben, wobei die Achse III, wie im Abschnitt 2 verlangt, mit der Gehäuseachse g_1-g_1 zusammenfällt. Von der genauen Herstellung, guten Lagerung und präzisen Arbeitsweise der Zentriervorrichtungen hängt die Meßgenauigkeit der Waage in hohem Maße ab. Aus diesem Grunde wurde ihrer konstruktiven Durchbildung ganz besondere Sorgfalt gewidmet. Als Grundelement jeder Zentriervorrichtung kann nach Bild 3 und 5 die in zwei überdimensionierten Kugellagern gehaltene Welle i_1 angesehen werden, die bei der Achse III aus später erörterten Gründen mit einer zentrierten Bohrung versehen ist. Sie trägt zwei entgegengesetzte Konusse i_2 mit Rechts- und Linksgewinde, die untereinander durch eine Klauenkupplung und gegen das Gehäuse durch eine Gabelführung k_1 und

²⁾ Der Elektromgüß wurde von der I. G. Farbenindustrie, Bitterfeld, bezogen.

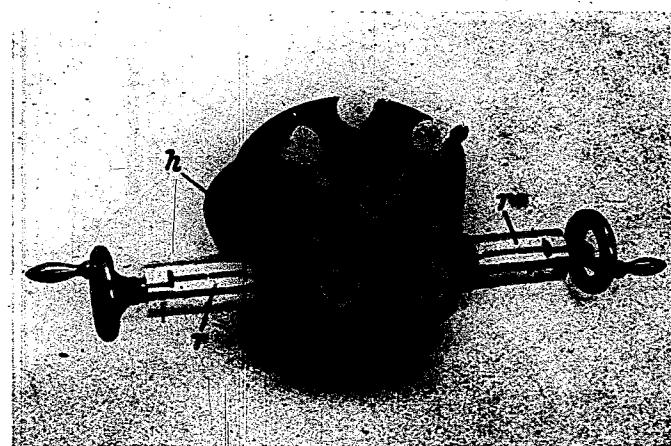


Bild 6. Abschlußhaube mit den Bedienungshandrädern, Ables- und Anzeigeeinrichtungen

k_2 am Drehen gehindert sind (vgl. Bild 3 und 5). Durch Betätigung der in die Haube h hineingedrückten Kurbel n verschieben sich die Konusse auf der Welle i_1 axial gegeneinander, wodurch die Klemmung und Zentrierung bzw. die Lösung der jeweiligen Zentriervorrichtung gewährleistet ist. Die zwangsläufigen Bewegungen des auf dem linken Konus sitzenden Führungsstiftes k_1 sind für eine elektrische Kontaktgebung an den isolierten Kontaktschrauben l_1 und l_2 ausgenutzt worden und vermitteln somit dem Beobachter durch grüne oder rote Lichtzeichen mit den Lampen m in den dafür vorgesehenen Schaugläsern m_1 (Bild 3 und 6) eine Anzeige der festen und losen Momentenachsen. Zur genauen Justierung der axialen Wellenlagen zueinander dienen die Verstellbuchsen o .

Das Meßorgan f im Bild 4 setzt sich zusammen aus der Meßfeder f_1 und der Gegenfeder f_2 mit ihren Spann- und Anzeigewerken. Beide sind mit einem Ende mittels Federfassungen an dem Waagebalken c befestigt. Die beiden anderen Enden tragen Federfassungen mit Muttergewinde, die mit den axial feststehenden Gewindestifeln längs ihrer Führungen entsprechend der benötigten Zugkraft verschoben werden. Die Gegenfeder f_2 mit ihrer Verstellvorrichtung dient zur Ausgleichung der bereits im Abschnitt II erwähnten Nullpunktveränderung durch das Waagebalken- und Zubehörgewicht beim Wechseln der Drehachsen oder Verstellen des Anstellwinkels. Die von der Meßfeder f_1 um die Achsen I, II und III ausgeübten Momente sind unmittelbar über die Federdehnung an den Skalen r des Anzeigewerkes im Bild 4 und 6 nach erfolgter Eichung ablesbar. Während die vollen Umdrehungen der Meßfederzugspindel an der geraden Skala angezeigt werden, läßt die Trommelteilung mit ihren 100 Teilstrichen als Schätzwert noch $\frac{1}{1000}$ Umdrehungen einwandfrei ablesen. Diese hohe Ablesgenauigkeit überragt bei weitem die bei Strömungsmessungen allgemein übliche Meßgenauigkeit, übertrifft jedoch nur um etwa das Fünffache die Empfindlichkeit der Waageeinrichtung.

Die Herstellung von Meßfedern mit genügend geradliniger Eichkurve und geringster Hysterisis gelang erst nach eingehenden Versuchen und Erprobungen. Dabei zeigte sich, daß Federn aus gehärtetem Stahldraht gewickelt die gestellten Ansprüche nicht erfüllen, dagegen solche aus ungehärtetem Silberstahl gewickelt und fachmännisch gehärtet gute Meßeigenschaften aufwiesen, wenn die Beanspruchung unter 15 bis 20 kg/mm² blieb. Die Schwierigkeiten bei der Federhärtung bestanden in der Erreichung einer über die ganze Drahtlänge gleichmäßigen Temperatur und in der Verhütung von Verbiegungen im erwärmten Zustand. Zur Überwindung der ersten Schwierigkeit wurde das direkte elektrische Heizverfahren unter Zwischenschaltung eines Schweißtransformators benutzt, das für eine allmähliche und bei der kalibrierten Drahtstärke auch sehr gleichmäßige Erwärmung des Federdrahtes sorgte. Die Formerhaltung der erhitzten Drahtwindungen erzwang eine im Durchmesser annähernd passende und durch die Windungen der Schraubenfeder gesteckte Glasröhre, die auf einem Eisendorn in einem feststehenden Haltebügel waagrecht und so freihängend lagerte, daß der Härtevorgang durch Eintauchen der glühenden Feder in ein hochgehobenes Ölbad möglich war. Die weitere Behandlung der Federn erfolgte in der üblichen und allgemein bekannten Art durch Abbrennen einer Ölschicht.

Die optische Anzeigevorrichtung im Bild 3 und 6 projiziert die Bewegungen des am Waagebalken c befestigten

Waageindex d_3 als dünnen Faden mit zwanzigfacher Vergrößerung auf die Mattscheibe d_4 , wo eine feste Markierungslinie die Nullstellung des Waagebalkens anzeigt. Die Beleuchtung d_1 ist am Gehäuse fest, wogegen der Objektivträger d_2 zwecks Scharfeinstellung des Waageindexbildes axial verschiebbar ist. Das Spiel des Waageindex ist durch den Anschlag v (Bild 3) auf etwa $\pm 0,2$ mm festgelegt, so daß auf der Mattscheibe ein Zeigerausschlag von etwa ± 4 mm entsteht.

Um die bei diesem nur wenig gedämpften und fast reibungslosen Schwingungssystem leicht zu entfachenden Schwingungen zu beseitigen, ist eine Lamellenöldämpfung w (Bild 4 und 5) eingebaut. Sie ist bis auf die Einführungsöffnung des inneren Lamellenträgers allseitig geschlossen und erlaubt daher die vollständige Drehung der gesamten Waage um die Gehäuseachse g_1-g_1 (Bild 3). Der gewünschte Dämpfungsgrad wird durch Verwendung mehr oder minder zähen Öles erreicht.

Als Anhaltspunkt für die Übertragung der durch Messung gefundenen Lage der resultierenden Kraft auf das Modell dient die Momentenachse III, durch deren zentrierte Bohrung das Modell mit einer Zentriernadel markiert werden kann. Auf die schon früher angegebene Zweckmäßigkeit der Übereinstimmung der Modellbezugslinie mit der die Achsen I—III verbindenden Linie soll hier nochmals hingewiesen werden.

IV. Vorbereitungen zur Eichung der Meßorgane

Zur Eichung der Meßorgane wird der Modellträger mit (Bild 3) gegen den Eichhebel (Bild 7) ausgewechselt. Die Stellungen seiner beiden Schneiden sch_1 und sch_2 in Bezug auf die Momentenachsen der Waage müssen als Angriffspunkte der Eichgewichte zur Berechnung der Eichmomente bekannt sein. Am zweckmäßigsten ist hierfür die Übereinstimmung der Schneide sch_1 mit der Mo-

3. Das Objektiv mit einer Brennweite $f = 6$ mm sowie der Kondensator mit einer Brennweite $f = 12$ mm lieferte die Fa. Hensoldt u. Sohn, Wetzlar.

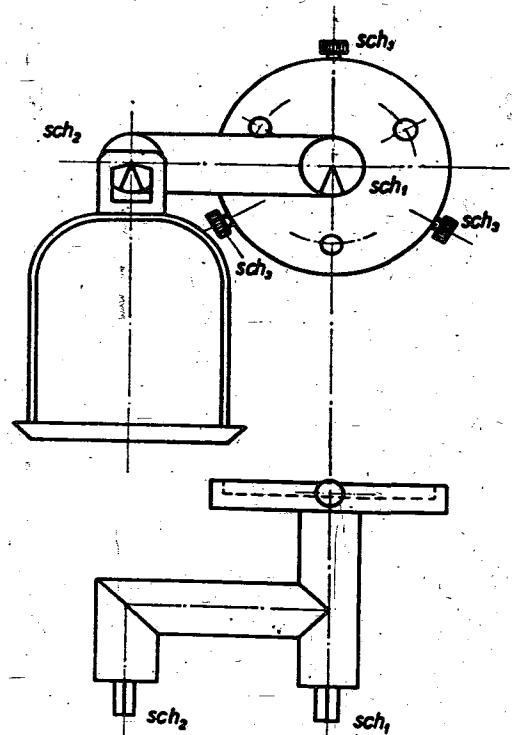


Bild 7. Eichhebel mit Waagschale

mentenachse III, die mit Hilfe der drei Verstellerschrauben sch_3 bei leicht angezogenen Befestigungsschrauben erreicht werden kann. Bei richtiger Einstellung darf die beliebige Belastung der Schneide sch_1 bei fester Momentenachse III keinen Wägausschlag hervorrufen. Da die Krafttrichtung der Meßfeder f_1 zu den drei Momentenachsen beim Verstellen des Anstellwinkels unverändert bleibt und das jeweilige Zusatzmoment des Waagebal-kengewichtes durch die Gegenfeder f_2 aufgehoben wird, kann die Eichung bei beliebigem Anstellwinkel vorgenommen und für alle übrigen beibehalten werden.

V. Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit berichtet über eine Dreimomentenwaage, die sich bei Kraftmessungen in Strömungskanälen mit geschlossenen Versuchskammern bereits mehrfach bewährt hat. Im ersten Teil wird das Meßprinzip und die Umrechnung der Meßwerte in die für die Kraftverhältnisse am Modell charakteristischen Größen angegeben. Der weitere Teil befaßt sich mit der Konstruktion der Waage und enthält Beschreibungen über die Herstellung und Arbeitsweise der einzelnen Konstruktionselemente.

Bemerkung über Höhenangaben in der Luftfahrt

K. Heintz, Dessau

C 9; C 31 9

Übersicht: Die ständige Steigerung der Flughöhe moderner Flugzeuge erfordert zur Vermeidung von Mißverständnissen eine genaue Unterscheidung der drei möglichen Höhenangaben: Geometrische Höhe, Druckhöhe und Cina-Höhe als Funktion der Luftwichte. Der vorliegende Bericht zeigt die Unterschiede dieser verschiedenen Angaben.

Gliederung

- I. Einleitung
- II. Unterschied der Höhenangaben
- III. Verwendungszweck der Höhenangaben
- IV. Beispiel
- V. Zusammenfassung

I. Einleitung

Die Entwicklung in der Luftfahrt verfolgt im wesentlichen drei Ziele:

- 1. Steigerung der Geschwindigkeit
- 2. Steigerung der Reichweite
- 3. Steigerung der Höhe.

Die Angaben der wahren Geschwindigkeit und der Reichweite sind vollkommen eindeutig, wenn auf irgend eine Art die Strecke und die Zeit gemessen sind (Messung der Geschwindigkeit im Zwei-, Drei- und Viereckflug). Hinsichtlich der Höhenangabe bestehen jedoch drei verschiedene Begriffe, die im folgenden näher behandelt werden sollen:

Die eindeutigste Höhenbestimmung wäre durch Ausschneiden des Luftfahrzeuges von einer großen Meßbasis aus, deren Höhenlage zur Seehöhe bestimmt ist, oder sie bestünde in der Auswertung von photographischen Aufnahmen vom Luftfahrzeug aus. Damit wäre die „geometrische Höhe“ festgelegt. Diese Verfahren sind aber verhältnismäßig umständlich und versagen, wenn entweder das Luftfahrzeug von der Erde aus in sehr großen Höhen nicht erfaßt wird oder eine Wolkendecke die photographischen Aufnahmen nicht zuläßt. Daher ist eine indirekte Höhenmessung erforderlich.

Es hat sich allgemein eingebürgert, den Luftfahrzeugen „Höhenmesser“ mitzugeben, die aufgrund ihrer Wirkungsweise den Luftdruck in einer bestimmten Höhe angeben. Umgekehrt kann man bei Messung des Luftdruckes nach irgendeinem Prinzip — Flüssigkeitssäule, Barometerdose oder Bestimmung der zugehörigen Siedetemperatur — der das Luftfahrzeug umgebenden Luftschicht aufgrund dieses Wertes eine Höhenangabe zuordnen. Entsprechend dem Meßverfahren wird diese Höhe als „Druckhöhe“ bezeichnet.

Für die Flugleistungen eines Luftfahrzeuges (z. B. Angabe der Dienstgipfelhöhe) ist es aber nun nicht

gleichgültig, welche Temperatur in dieser das Luftfahrzeug umgebenden „Druckfläche“ herrscht, da in die gesamten Leistungsrechnungen nicht nur der Druck, sondern die Luftwichte (γ kg/m³) eingeht.

Die Luftwichte ändert aber mit der Temperatur in der gleichen Druckfläche ihren Wert. Hinsichtlich der Leistung eines Luftfahrzeuges muß also eine dritte Höhenangabe eingeführt werden: „Cina-Höhe als Funktion der Luftwichte“. Es müssen mithin drei Höhenangaben unterschieden werden:

- 1. Die geometrische Höhe
- 2. Die Druckhöhe
- 3. Die Höhe als Funktion der Luftwichte γ .

II. Unterschied der Höhenangaben

Aufgrund internationaler Abmachungen ist für die die Erde umgebende Lufthülle ein gewisser Normalzustand festgelegt. Dieser ist für mittlere geographische Breiten dadurch gekennzeichnet, daß in Meereshöhe (0 m) 760 mm QS (1013 mb) Druck und eine Temperatur von +15° herrschen. Der Druck fällt entsprechend der barometrischen Höhenformel ($dp = -\gamma dz$) nach einem logarithmischen Gesetz ab. Der Temperaturgradient ist bis 11 km mit 6,5° C/km festgelegt, über 11 km ist er Null und die Temperatur konst = -56,5° C. Diesen so zugeordneten Werten von Druck und Temperatur entspricht am „Normaltag“ in jeder Höhe eine ganz bestimmte Luftwichte

$$\gamma = \frac{0,4645 b}{273 + t} \text{ kg/m}^3, \text{ wobei } b \text{ in}$$

mm QS einzusetzen ist. Diese Zusammenhänge sind in Bild 1 dargestellt.

Diese Festlegungen wurden getroffen, um für die Luftfahrt bei den jeweilig herrschenden Temperatur- und Druckverhältnissen in verschiedenen Höhen eine Vergleichsmöglichkeit zu schaffen. Die Skalen der in den Luftfahrzeugen gebräuchlichen „Höhenmesser“ sind aufgrund dieser Abhängigkeit des Luftdrucks von der Höhe am Normaltag eingeteilt: Bei Einstellung der Höhenmesser auf 1013 mb geben die angeschriebenen Zahlen sofort die „Druckhöhe“ an und aus der Kurve $b=f(H)$ kann der Druck in mm QS entnommen werden.

Weichen die Temperaturen in der zwischen dem Boden und einer bestimmten Höhe liegenden Luftschicht von den oben näher beschriebenen Normalwerten ab, so verschiebt sich die zu einer gewissen Druckhöhenangabe gehörige „Druckfläche“ infolge Ausdehnung oder Zusammenziehung der dazwischen liegenden Luftsäule nach oben oder nach unten (zu warme bzw. zu kalte Atmosphäre).

Nun besitzt die der Erde aufgelagerte Lufthülle im allgemeinen einen von dem Normalwerte abweichenden Temperaturgradienten. Es ist z. B. bekannt, daß im Winter dem Erdboden häufig ein Kaltluftkissen aufgelagert ist, dessen Mächtigkeit 1 bis 2 km ist. In diesem ist meistens ein sehr kleiner Temperaturgradient vorhanden, darüber kann dieser dann den Normalwert annehmen. Gleitet über diesem Kaltluftkissen ein Warmluftkörper auf, so kann es zu einer Temperaturumkehr (Inversion) kommen, und der zwischen zwei Höhenstufen liegende Temperaturgradient kann sogar sein Vorzeichen wechseln.

Aus dieser Darlegung geht hervor, daß sich die geometrische Höhenlage einer Druckfläche recht stark ändern kann. Diese Zusammenhänge sind für den Meteorologen recht interessant und haben in letzter Zeit zur Zeichnung von 500- bzw. 200-mb-Flächen geführt, deren Neigungen Aufschluß über zu erwartende Höhenwinde usw. ergeben. Um die Lage dieser Höhenflächen zu bestimmen, muß die Rechnung schrittweise unter Berücksichtigung der jeweiligen Temperaturgradienten durchgeführt werden.

Nun sollen die den Flugzeugbauer interessierenden Verhältnisse dargestellt werden: Den Entwurfsberechnungen wird der oben näher beschriebene „Normaltag“ zugrundegelegt. Es wird z. B. die Horizontal- oder die Steiggeschwindigkeit in einer bestimmten Höhe aus den aerodynamischen Daten und der Motorleistung des betreffenden Motors errechnet. Damit ist auch die Höhenzeitkurve (Barogramm) festgelegt. Hinsichtlich der Leistung eines Höhenflugzeuges interessiert am meisten die Dienstgipfelhöhe, d. h. die Höhe, in der das Flugzeug nach dem Abflug mit höchstzulässigem Gewicht nach direktem Steigflug noch eine Steiggeschwindigkeit von 0,5 m/s besitzt. Für diesen Wert sind allein die meteorologischen Daten der das Flugzeug in seiner Nähe

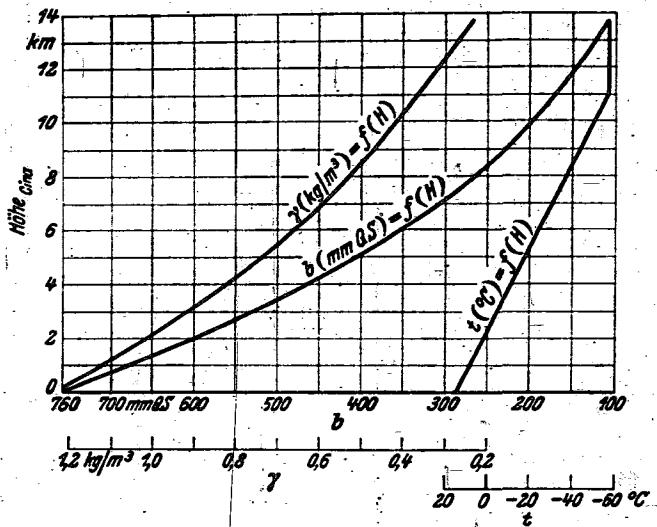


Bild 1. Internationale Normalatmosphäre (Cina)

umgebenden Luft maßgebend, denn der Staudruck und teilweise auch die Motorleistung hängen nur hiervon ab.

Es ist für ein in 11 km bei z. B. $-56,5^{\circ}$ C fliegendes Flugzeug vollkommen gleichgültig, ob am Boden 40° Kälte oder 40° Wärme herrschen, vgl. Bild 2, Kurve a und b. Das Flugzeug fliegt dann in 11 km momentan an einem „Normaltag“, für den die Luftwichte wohl beschrieben ist. Die geometrische Lage der Druckfläche, in der das Flugzeug seine Dienstgipfelhöhe besitzt, ist für beide Beispiele aber recht unterschiedlich (9850 bzw. 11600 m). Als Gegenbeispiel soll für dasselbe Flugzeug nun angenommen werden, daß in 11 km „Druckhöhe“ die Temperatur einmal um 20° kälter, ein anderes Mal um 20° wärmer als am Normaltag sei, während sie am Boden $+15^{\circ}$ betragen soll. Bild 2, Kurven c und d. Für die Leistung des Flugzeuges ist nun nach den obigen Darlegungen der Zustand der dieses umgebenden Luft, also die Luftwichte maßgebend. Diese ändert sich nach der obigen Formel beträchtlich mit der Temperatur. Diese so errechnete Luftwichte würde aber am Normaltag in ganz bestimmten von 11 km abweichenden „Cina-Höhen als Funktion der Luftwichte“ liegenden Höhen angetroffen werden (10240 bzw. 11550 m). Aufgrund des mittleren Temperaturgradienten weicht die geome-

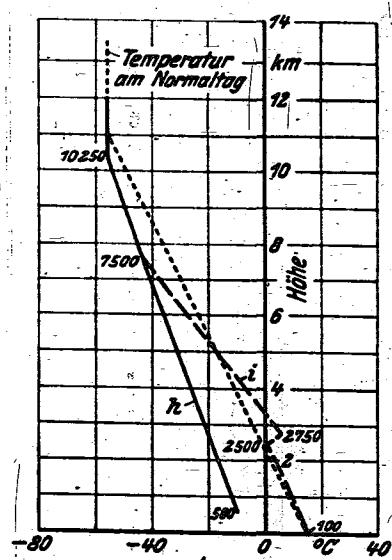
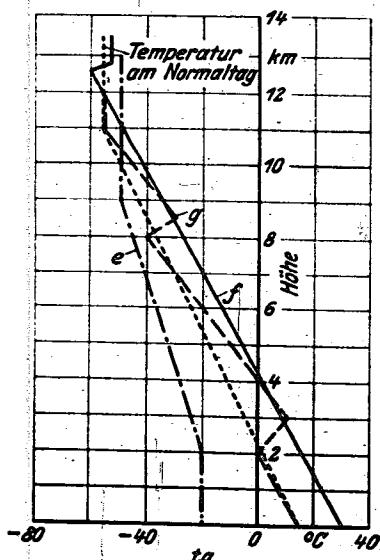
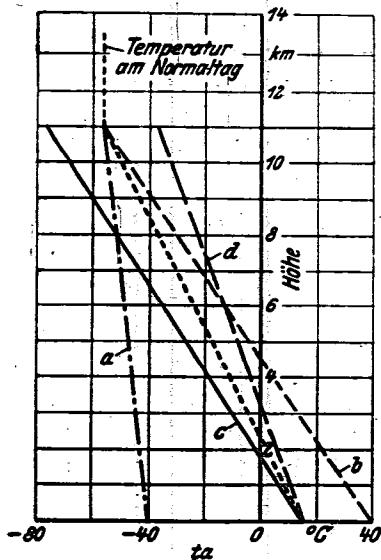


Bild 2 bis 4. Beispiele verschiedener Temperaturverteilungen in der Atmosphäre (vgl. Zahlentafel 1) a, b, c, d, e, f, g, h, i Kurven für verschiedene Temperaturbedingungen

trische Lage der betrachteten Druckfläche auch wieder hiervon ab (10615 bzw. 11490 m). Die Auswertung des Steigfluges hinsichtlich der Leistung würde also in 11 km Druckhöhe im ersten Fall eine größere Steiggeschwindigkeit als 0,5 m/s ergeben, im zweiten Fall würde das Flugzeug wahrscheinlich gar nicht auf 11 km Druckhöhe kommen.

Zur Veranschaulichung der verschiedenen Höhenangaben sind in Bild 3 verschiedene Temperaturverläufe aufgetragen und in Zahlentafel 1 die zu bestimmten Druckhöhen gehörenden geometrischen Höhen und Cina-Höhen als Funktion der Luftwichte angegeben.

III. Verwendungszweck der Höhenangaben

Aus diesen Darlegungen ist ersichtlich, daß bei Höhenangaben von Luftfahrzeugen immer der Verwendungszweck dieser Angaben berücksichtigt werden muß. Das bisher gesagte zeigt, daß es überhaupt nur einen Fall gibt, in dem die Druck-, geometrische und Cina-Höhe (letztere in Abhängigkeit von der Luftwichte) zusammenfallen. Das ist dann der Fall, wenn der Temperaturverlauf dem des international festgelegten Normaltages entspricht.

Die Frage nach der Flughöhe eines Luftfahrzeuges kann also drei Antworten haben, wobei der Zweck der jeweiligen Höhenangabe wichtig ist:

1. Die geometrische Höhe ist die zu einer bestimmten Druckhöhe bzw. zu einem bestimmten Luftdruck gehörende Höhenangabe, die sich mit Hilfe der barometrischen Höhenformel durch schrittweise Berechnung unter Berücksichtigung der in den einzelnen Schichten vorhandenen Temperaturen ergibt. Sie ist die für die Aufstellung von Höhenrekorden wichtige Größe, denn sie gibt an, wie hoch sich das Luftfahrzeug über dem Meeresboden tatsächlich befindet (z. B. auch Sicherheit gegenüber feindlicher Flak). Ebenso ist sie für den Meteorologen zur Bestimmung der Höhe der Druckflächen bei aerologischen Aufstiegen (Flugzeuge, Radiosonden) von Interesse¹⁾.

2. Die Druckhöhe ist für die physiologischen Fragen des Höhenfluges allein maßgebend. Durch den zugehörigen Luftdruck ist der Partialdruck des Sauerstoffs genau festgelegt und diese Höhe, z. B. bei großen Höhen, bringt zum Ausdruck, wie hoch man über diejenige Höhe kommt, die die Grenze der reinen Sauerstoffatmung ohne Überdruckkabine darstellt. Außerdem ist sie wichtig für Fragen der Zeitreserve bei etwaigen Druckstürzen.

3. Die Cina-Höhe als Funktion der Luftwichte ist für den Vergleich der Leistung verschiedener Flugzeuge allein maßgebend. Insbesondere ist sie auch die Vergleichshöhe für ausländische Flugzeuge, da aufgrund der vorhandenen aerodynamischen Daten und der Motorleistungen die Errechnung der Flugleistungen für die Normaltagswerte durchgeführt wird; die erreichbare Dienstgipfelhöhe ergibt sich als Funktion der Luftwichte. Diesem Wert ist für den Normaltag eine gewisse Cina-Höhe zugeordnet.

Der Vergleich der Steigleistungen verschiedener Flugzeuge oder gleicher Flugzeuge nach Änderung irgendwelcher Bauteile erfolgt entweder durch Vergleich der Steiggeschwindigkeitskurven über der Höhe als Funktion der Luftwichte oder durch Vergleich der auf den „Normaltag“ umgerechneten Barogramme²⁾.

1) Bei genauen Auswertungen muß noch die Abnahme der Erdbeschleunigung mit der Höhe, die geographische Breite und die Feuchte berücksichtigt werden, worauf jedoch hier nicht eingegangen werden soll.

Zahlentafel 1^{*)}. Zusammenhang zwischen Luftwichte und Druckhöhe, geometrische Höhe und Cina-Höhe.

Temperaturverlauf	H _{Druck} m	H _{geom.} m	H _{Cina} m	γ kg/m ³
Bild 2, Kurve a	0	0	-2250	1,513
	11000	9850	11000	0,364
" 2 " b	0	0	870	1,128
	11000	11600	11000	0,364
" 2 " c	0	0	0	1,225
	11000	10615	10240	0,401
" 2 " d	0	0	0	1,225
	11000	11490	11550	0,333
" 3 " e	0	0	-1380	1,392
	2000	1798	1200	1,094
	9000	8430	8800	0,479
	11050	10441	11250	0,350
	13000	12461	13210	0,258
" 3 " f	0	0	520	1,165
	11050	11611	11250	0,350
	12000	12606	12000	0,311
	12500	13102	12400	0,292
	12600	13202	12600	0,283
	12700	13297	12770	0,275
	13000	13599	13110	0,262
	13500	14142	13640	0,241
" 3 " g	0	0	0	1,225
	2000	1993	1940	1,014
	3000	3009	3500	0,862
	7250	7393	7250	0,573
	8000	8129	7900	0,532
	8500	8646	8880	0,474
	11000	11186	11000	0,365
	12000	12191	12000	0,311
" 4 " h	500	500	-450	1,272
	2500	2399	1800	1,028
	7500	7168	7270	0,573
	10250	9832	10070	0,409
	12000	11562	12000	0,311
" 4 " i	220	100	290	1,194
	2500	2387	2540	0,953
	2750	2633	3040	0,907
	7500	7420	7270	0,573
	10250	10084	10070	0,409
	12000	11814	12000	0,311

*) Werte teilweise gerechnet mit Hilfe der Emdenschen Höhenzahlen [Koschmieder: Dynamische Meteorologie. 1933 Tafel V. a.).

IV. Beispiel

Ein einfaches Beispiel möge den bedeutenden Wert dieser Festlegung der Cina-Höhe als Funktion der Luftwichte, der geometrischen und Druckhöhe aufzeigen.

Zwei Flugzeuge genau gleicher Leistung mögen zu gleicher Zeit einen Höhenflug machen. Das eine möge in 500 m Seehöhe (z. B. München) bei einem Bodendruck von 720 mm QS in einem Kaltluftkörper bei einer Bodentemperatur von -10° C starten, das andere in 100 m Seehöhe (z. B. Mailand) bei 740 mm QS und warmer Luft von etwa +15° C. Zwischen beiden Plät-

2) Die Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit der Höhe wird schrittweise aus Druck- und Temperaturverlauf in kleinen Zeitintervallen unter Bildung der zu diesen Werten gehörigen Mittelwerte der Luftwichte berechnet. Nach Bestimmung der zu diesen so erhaltenen Luftwichten wird aus der Kurve $\gamma = f(H)$ die Cina-Höhe entnommen. Diese zugeordneten Werte werden in einem Schaubild kurvenmäßig aufgetragen. Um nun die Barogrammumrechnung auf den Normaltag vorzunehmen, werden aus den zu gewissen Höhenunterschieden gehörenden Steiggeschwindigkeiten zunächst die Teilsteigzeiten und dann die Gesamtsteigzeit errechnet. Damit ergibt das umgerechnete Barogramm den tatsächlichen Höhenverlauf am Normaltag.

zen liege ein hohes Gebirge (z. B. die Alpen), das als Scheide der Luftmassen anzusehen ist. Beide Flugzeuge fliegen aufeinander zu und führen ab 7500 m Druckhöhe den weiteren Steigflug zusammen bis Dienstgipfelhöhe durch, die bei 12000 m und $-56,5^{\circ}\text{C}$, also einer Cina-Höhe als Funktion der Luftwichte von 12000 m liegen möge. Beide Besatzungen haben an genauen Thermometern die Temperatur während ihrer Steigflüge abgelesen und die in Bild 4 (Kurve h und i) aufgezeichneten Verteilungen festgestellt.

Die Auswertung der Ergebnisse beider Besatzungen hinsichtlich der erreichten Höhen geben das folgende Bild:

1. Die „Druckhöhen“ sind bei beiden gleich, d. h. hinsichtlich der physiologischen Wirkung der Höhe sind keine Unterschiede festzustellen.

2. Die „Cina-Höhe“ als Funktion der Luftwichte ist über 7500 m Druckhöhe bei beiden gleich. Da die Dienstgipfelhöhen nach Voraussetzung übereinstimmen, würden für beide Flugzeuge $0,5\text{ m/s}$ Steiggeschwindigkeit in 12000 m errechnet werden.

3. Für die „geometrischen Höhen“ bei Erreichen der Dienstgipfelhöhe beider Flugzeuge ergeben sich verschiedene Werte: Werden nämlich mit Hilfe der gefundenen Temperaturverteilungen die Höhen der erreichten Druckflächen bestimmt, so ergeben sich folgende geometrische Höhen dieser Flächen: Das in dem Kaltluftkörper gestartete Flugzeug würde 11562 m, das in dem warmen Gebiet gestartete 11814 m geometrische Höhe erreicht haben oder — genauer gesagt — die zu 12000 m Druckhöhe gehörende Druckfläche hätte aufgrund der vorgefundenen Temperaturverteilung auf beiden Flugwegen in diesen Höhen gelegen.

Man erkennt an diesem Beispiel, daß die Ermittlung allein der geometrischen Höhe insbesondere hinsichtlich der Flugleistung des Flugzeuges ein völlig falsches Bild geben würde, ja selbst die geometrischen Höhen würden voneinander abweichen, obgleich beide Flugzeuge ab 7500 m „Höhenmesseranzeige“, also auch in 12000 m Druckhöhe, nebeneinander geflogen sind. Es ist nicht einmal möglich, die wirklich erreichte geometrische Höhe anzugeben, dafür müßte man exakt die Temperaturverteilung senkrecht unter dem Gipfelpunkt der Flugzeuge kennen.

Anstatt die Betrachtung gleichzeitig für zwei Flugzeuge anzustellen, hätte man auch ein und dasselbe Flugzeug an zwei verschiedenen Tagen mit den beiden aufgezeigten Temperaturverteilungen fliegen lassen können. Wollte man in diesem Fall nach den erreichten geometrischen Höhen die Leistung des Flugzeuges hinsichtlich der Dienstgipfelhöhe beurteilen, würde man auch hier völlig falsche Ergebnisse bekommen. Erst recht wäre einerseits kein Vergleich zwischen verschiedenen Mu-

stern möglich. Andererseits wäre es ja auch gar nicht möglich, die Leistungssteigerung eines Flugzeuges, dessen Erprobung z. B. an heißen Sommertagen beginnen möge, mit den durch gewisse Verbesserungen aber erst an sehr kalten Wintertagen erfulgenen Leistungen bzw. die Werte mit den Entwurfsunterlagen zu vergleichen.

Dieses etwas genauer beschriebene Beispiel soll zeigen, daß man die Dienstgipfelhöhe eines Flugzeuges nur durch die Angabe der „Cina-Höhe als Funktion der Luftwichte“ genau beschreiben kann.

V. Zusammenfassung

Hinsichtlich der Auswertung von Höhenflügen bestehende Begriffe werden erläutert. Grundsätzlich gibt es drei verschiedene Höhenangaben, die für verschiedene Fachgebiete verschiedene Bedeutung haben:

1. Die geometrische Höhe gibt die Höhenlage der bei einem Flug erreichten Druckfläche an und ist aufgrund ihrer Herleitung nur von dem zwischen dem Abflugort und der erreichten Höhe auf dem Flugwege vorgefundenen Temperaturverlauf abhängig. Sie muß schrittweise unter Berücksichtigung des Temperaturgradienten in einzelnen Luftschichten errechnet werden. Bei einer starken Wetteränderung in unter dem Luftfahrzeug liegenden Höhen kann sie sich sogar im Laufe des Fluges ändern. Sie ist die Höhe über dem Abflugort, vorausgesetzt, daß zwischen diesem und dem Zielort des gedachten Lotes von der Flugbahn aus keine Abweichungen der Drücke und der Temperaturen bestehen. Sie wird sich dann mit den auf geometrischem Wege gefundenen Höhenwerten decken (Lichtbildaufnahmen, Meßbasen). Sind jedoch die über dem Einsatzort (z. B. bei Fernerkundern) liegenden meteorologischen Grundwerte (Druck und Temperaturen) anders als die während des Abflugweges gemessenen, so besteht keine Übereinstimmung. Sie gibt insbesondere kein Maß für den Vergleich der Leistungen von Flugzeugen.

2. Die Druckhöhe ist maßgebend für die physiologischen Fragen des Höhenfluges.

3. Die Cina-Höhe als Funktion der Luftwichte ist die für den Flugzeugbau wichtigste Größe hinsichtlich irgendwelcher Vergleiche von Steigleistungen bzw. Dienstgipfelhöhen, da in sämtliche einschlägige Rechnungen die Luftwichte eingeht. Dies gilt auch für den Vergleich von Geschwindigkeiten in allen Höhen. Nur mit Hilfe dieser Höhenangabe ist ein wirklicher Vergleich von verschiedenen Mustern möglich.

Da alle drei Höhenangaben für die Einsatzbedingung von Höhenflugzeugen von Wichtigkeit sind, sollte zwecks eindeutiger Vergleichsmöglichkeiten geometrische Höhe, Druckhöhe und Cina-Höhe als Funktion der Luftwichte angegeben werden. Die Verwertung der verschiedenen Angaben geht aus dem oben Gesagten hervor.

Aus deutschen Forschungsanstalten

A Grundwissenschaften

FB 1675/2; Sauer (Inst. f. prakt. Math. T. H. Aachen):
**Theorie der nichtstationären Gasströmung II:
Ebene Gaswellen mit Verdichtungsstößen.**

Die im Bericht FB 1675/1 behandelte Theorie der stetigen ebenen Gaswellen wird auf ebene Gaswellen mit Verdichtungsstößen ausgedehnt. Für „schwache“ Verdichtungsstöße, bei denen die Zustandsänderungen in ausreichender Näherung als adiabatisch-isentropisch betrachtet werden dürfen, erhält man ebenso einfache Beziehungen wie für die stetigen Wellen. Bei „starken“ Verdichtungsstößen mit nicht mehr zu vernachlässigender Entropieänderung werden die Konstruktionen erheblich verwickelter.

40 S., 19 Abb.

FB 1690; R. Mustert (AVA): **Auftrieb und Widerstand von schräg angeströmten zylindrischen Körpern.**

Der vorliegende Bericht umfaßt Zweikomponentenmessungen an zylindrischen Körpern und Drahtseilstücken von verschiedener Oberflächenbeschaffenheit, deren Ziel es war, Auftrieb und Widerstand in Abhängigkeit vom Anstellwinkel zu bestimmen. Bei einem Teil der Messungen wurde versucht, für einen unendlich langen Körper gültige Werte durch Extrapolation zu erhalten.

48 S., 45 Abb.

UM 704; Keiris (Luftfahrtforsch. Anst. Hermann Göring): **Beanspruchung der Gebläseflügel des Windkanals A 3.**

Die Gebläseflügel des Windkanals A 3 werden bezüglich des statischen Ausgleiches der Biegebeanspruchung und bezüglich des Schwingungsverhaltens untersucht. Der statische Ausgleich ist befriedigend. Die Flügel schwingen besonders in Drehzahlbereichen von 240 U/min und 190 U/min in ihrer Biegegrundschwingung. Die Amplituden sind aber nicht so groß, daß eine Gefährdung des Gebläses auftritt.

19 S., 16 Abb., 1 Zahlent.

E Werkstoffe

FB 1685; Bückle (KWI für Metallforsch. Stuttgart):
Über den Oberflächenschutz hochschmelzender Metalle zur Verbesserung der Zunderbeständigkeit bei hohen Temperaturen.

Die Zunderbeständigkeit von Wolfram, Molybdän, Niob und Tantal soll durch Oberflächenbehandlung erreicht werden. Untersucht wurden:

1. Aufschmelzen der Schutzschicht
2. Aufdampfen der Schutzschicht
3. Aufsintern der Schutzschicht
4. Gemeinsames Hochsintern von Kern und Schutzschicht
5. Nachverdichtung von Zunderschichten durch Sintern
6. Chemische Erzeugung der Schutzschicht

27 S., 15 Abb.

G Betriebsstoffe

Bericht über die Schmierstofftagung (1. Teil) am 11. und 12. 12. 1941 (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt).

Der Bericht enthält 24 Vorträge die auf einer Tagung im Dezember 1941 erstattet wurden und sich mit den grundsätzlichen Fragen der Reibung, den Problemen des Verschleißes und dem Kälteverhalten der Schmieröle befassen. Eine Zusammenfassung der im Anschluß an die Vorträge erstellten Aussprachebemerkungen vervollständigt die Darlegungen.

352 S., 187 Abb.

K Bauelemente, Maschinenelemente

FB 1397/2; H. Klein (Mat. Prüf. Anstalt Darmstadt):
Das Festigkeitsverhalten von Getriebezahnrädern aus Chrom-Mangan und Chrom-Molybdän-Stählen.

Vergleichende Untersuchungen über das Festigkeitsverhalten von Getriebezahnrädern aus Einsatz- und Vergütungsstählen nach verschiedenen Fliegnormen und Schmelzen bei zügiger, wechselnder und schlagartiger Biegebeanspruchung der Zähne.

67 S., 35 Abb., 10 Zahlent.

FB 1656; W. Hampp/K. Seyboldt (Forsch. Inst. für Kraftfahrwesen u. Fahrzeugmot.): **Untersuchungen über die Käfigtemperatur von Kugellagern bei hohen Drehzahlen.**

An rasch laufenden Kugellagern in Laderausführung wurde die Käfigtemperatur bei verschiedenen Betriebsbedingungen gemessen. Die Versuche sollten die Anwendbarkeit von Kunstharz-Preßstoffen unter dem Gesichtspunkt der werkstoffbedingten Temperaturgrenzen klären. Dabei ergab sich, daß unter Prüfstandsbedingungen die Käfigtemperatur unterhalb der für Kunstharzpreßstoffe zulässigen Temperatur von etwa 120° C liegen kann. Als Ursachen der beim Motor höheren Käfigtemperaturen sind ungünstigere Schmierungs- und Kühlungsverhältnisse sowie zusätzliche Wärmeübertragung aus der Umgebung der Lager anzusehen.

27 S., 8 Abb., 4 Zahlent.

P Luftfahrt

FB 1650; K. Ramsayer (DVL): **Kritische Übersicht über die geometrischen Auswertegeräte für Sternortung.**

Nach der Untersuchung der Verwendbarkeit von Meßmikroskopen im Flugzeug werden grundsätzliche Möglichkeiten der geometrischen Auswertegeräte für die Ortsbestimmung aus Gestirns Höhen insbesondere für die astronomische Flugnavigation systematisch untersucht, kritisch bewertet und der Weg zur Schaffung eines brauchbaren geometrisch-sphärischen Auswertegeräts aufgezeigt. Außerdem wird eine allgemeine Fehlertheorie der geometrisch-sphärischen Auswertegeräte aufgestellt.

61 S., 21 Abb.

FB 1689/1; E. Reller (Aerodyn. Inst. T. H. Braunschweig): **Dreikomponenten- und Druckverteilungsmessungen für Flügel mit Bremsklappe.**

Es werden Dreikomponenten- und Druckverteilungsmessungen an einem Rechteckflügel mit ein- und beidseitig durchlaufender Bremsklappe ausgeführt. Dabei wurden die Abmessungen der Klappe und deren Lage am Flügel in systematischer Weise geändert. Mit den Ergebnissen dieser Messungen wurde für den Flügel, der nur auf einem Teil der Spannweite mit einer Klappe versehen ist, die Auftriebsverteilung über die Spannweite nach der Traglinientheorie vorausgerechnet und mit Messungen verglichen.

81 S., 27 Abb., 10 Zahlent.

FB 1696; Hanle/Schmillen (Phys. Inst. Univers. Gießen): **Messung der Wolkenhöhe mit dem Scheinwerfer bei Tage.**

Die Messung der Wolkenhöhe mit einem Scheinwerfer, die bisher nur bei Nacht erfolgte, läßt sich bei Anwendung modulierten Lichtes und unter Zuhilfenahme einer photoelektrischen Empfangsanordnung auch am hellen Tage durchführen. Die dabei auftretenden prinzipiellen Schwierigkeiten werden im folgenden näher erörtert und es wird eine Apparatur beschrieben, mit der Höhenmessungen nach diesem Verfahren ausgeführt werden.

29 S., 5 Abb., 10 Zahlent.

FB 1711; H. Paul (DVL): **Windkanaluntersuchungen über die Gestaltung von Spaltquerrudern.**

Im vorliegenden Bericht werden Ergebnisse aus Untersuchungen an einem Flügel ($d/l = 0,17$) mit verschiedenen Spaltrudern ($l_r/l = 0,25$) mitgeteilt. Es wurde der Einfluß verschiedener Spalt- und Ruderformen sowie der Spaltaustrittsweite zwischen Flosse und Ruder auf den Rudermomentenverlauf und die Ruderwirksamkeit untersucht. Für einige Spaltformen wurden Druckverteilungsmessungen und Fädchenbeobachtungen durchgeführt. Es werden einige Richtlinien über die zweckmäßigste Gestaltung von Spaltrudern mitgeteilt.

76 S., 49 Abb., 2 Tab.

FB 1712/1; H. Doetsch (DVL): **Versuche am Tragflügel des North-American Mustang. 1. Teil.**

Es werden die Ergebnisse von Dreikomponentenmessungen und Druckverteilungsmessungen am Tragflügelprofil des North-American „Mustang“ mitgeteilt, die im 5×7 m-Windkanal der DVL durchgeführt wurden.

Ferner wird das Ergebnis einiger Versuche zur Bestimmung des Grenzschicht-Umschlagpunktes angegeben.

37 S., 4 Abb., 3 Tab., 10 Kurvenblätter

FB 1724; Bußmann (Aerodyn. Inst. T. H. Braunschweig): **Messungen am Laminarprofil P-51 „Mustang“.**

An einem Modellflügel ($l = 1$ m) des amerikanischen Jägers P-51 „Mustang“ wurden Messungen des Auftriebs, des Momentes, des Profilwiderstandes, der Druckverteilung und des Umschlagpunktes laminar/turbulent ausgeführt, um zu untersuchen, ob dieses Tragflügelprofil als Laminarprofil wirkt. Die Messungen wurden im Kanal AW des Aerodynamischen Instituts der Technischen Hochschule Braunschweig und im Kanal A1 der Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring durchgeführt.

L 18 S., 10 Abb., 4 Zahlent.

UM 692; G. Schmitz (Ernst Heinkel, Flugzeugwerke): **Entwicklung von Bremsgittern am Flügel.**

Bei den Ernst Heinkel Flugzeugwerken wurden für verschiedene Flugzeugmuster Bremsgitter am Flügel — eine der Möglichkeiten geeigneter Luftbremsen — entwickelt. Über die hierbei gesammelten Flugerfahrungen und die im Rahmen dieser Entwicklung durchgeführten Wind- und Wasser-Kanalversuche wird berichtet.

44 S., 25 Abb.

T Allgemeine Randgebiete

FB 1635; Gramms (DVL): **Verfahren zur Ermittlung der Infrarotechtheit von Tarnanstrichen.**

Nach einer einleitenden Erörterung über den großen Wert einer Farbarnung nicht nur für das sichtbare, sondern auch für das infrarote Spektralgebiet wird in der vorliegenden Arbeit auseinandergesetzt, in welcher Weise die Prüfung von Tarnanstrichen auf ihre Infrarotechtheit durchzuführen ist. An Hand verschiedener Beispiele werden Entwicklung und Gang des derzeitigen Prüfverfahrens sowie einige Sonderfälle besprochen.

43 S., 14 Abb.

Berichtigung!

In der Arbeit von J. H o c k : „Theoretische und experimentelle Untersuchungen über die Optik von gekrümmten Plexiglasschichten“ in Technische Berichte Bd. 10 (1943) Nr. 1 sind auf S. 5 und 6 die Bilder 9 und 10 vertauscht.

Vorabdrucke

aus

Jahrbuch 1942 der deutschen Luftfahrtforschung

8. Lieferung

Inhalt:

Untersuchungen, Messungen und Erprobung von Fliehkraftpendeln in umlaufenden Drehschwingungssystemen. Von H. Kammerer	2
Laboratoriumsprüfverfahren für die Schmierölalterung. Von Mayer-Bugström	16
Die Prüfung von Schmierölen durch Reibungs- und Verschleißversuche an Motoren. Von C. Krienke	25
Über die Anwendung der Spannungsoptik in der Praxis. Von H. G. Sossinka und H. Knust	31
Theoretische Untersuchungen über die Druckverteilung eines Mitteldeckers in der Nähe des Rumpf-Flügelüberganges. Von J. Liese und F. Vandrey	35
Der DVL-Längsneigungs-Steuerzeiger, ein Hilfsgerät für den Start von Seeflugzeugen. Von G. Full und H. Freise	45

Zentrale für wissenschaftliches Berichtswesen der Luftfahrtforschung
des Generalluftzeugmeisters (ZWB)
Berlin-Adlershof

Untersuchungen, Messungen und Erprobung von Fliehkraftpendeln in umlaufenden Drehschwingungssystemen*).

Von H. Kammerer.

Bericht der BMW Flugmotorenbau G. m. b. H. Spandau. Abt. Triebwerkmechanik.

Die Wirkungsweise verschiedener Pendelausführungsformen in Drehschwingungssystemen wird an einem besonderen Prüfstand und in motorischem Betrieb untersucht. In Dauerläufen bis zu 250 Stunden werden die Pendel festigkeitsmäßig erprobt.

Gliederung.

- I. Einleitung.]
- II. Beschreibung des „Dämpfer“-Prüfstandes.
- III. Das Bifilarpendel.
- IV. Das Rollenpendel.
- V. Das Pendel mit zwei Freiheitsgraden.
- VI. Motorische Erprobung.
- VII. Schrifttum.

I. Einleitung.

Über die Theorie der Fliehkraftpendel als Drehschwingungstilger hat sich seit 1937 ein sehr eingehendes und gründliches Schrifttum gebildet, so daß über die theoretischen Fragen heute Klarheit besteht (siehe Schrifttumshinweis).

Auch über Schwingungsmessungen an Systemen mit Fliehkraftpendeln ist im Ausland verschiedentlich berichtet worden. In den Aufsätzen [1], [2], [3] und [4] des Schrifttumshinweises finden sich einige Meßergebnisse. In Deutschland jedoch erschien bisher nur ein für den Dienstgebrauch der Luftfahrtindustrie bestimmter Bericht [5] über eine Drehschwingungsuntersuchung des Wright-Cyclone-Motors. Weitere Messungen sind noch nicht bekanntgeworden¹⁾. Insbesondere blieb die Wirkungsweise der Rollenpendel (nach Salomon) noch unklar, da die Voraussetzungen für ein einwandfreies Arbeiten dieser Ausführungsform im motorischen Betrieb nicht gegeben schienen. Eine weitere in den Pendelpatenten aufgeführte Form, das Pendel mit zwei Freiheitsgraden, ist sogar völlig unbekannt geblieben. Selbst beim Bifilarpendel, der Ausführungsform, die sich praktisch am weitesten durchgesetzt hat, sind die wirklich auftretenden Pendelausschläge und der Einfluß kleiner Abstimmungsfehler, die sich in der Fertigung ja nie vermeiden lassen, noch nirgends erfaßt worden.

Zur Klärung dieser Fragen errichtete die BMW-Flugmotorenbau G. m. b. H., Spandau, einen besonderen Prüfstand, den sog. „Dämpfer“-Prüfstand, an dem sich Messungen leichter und übersichtlicher ausführen ließen, als dies im motorischen Betrieb möglich ist. Außerdem wurden auch Messungen am laufenden Motor gemacht. Die festigkeitsmäßige Erprobung wurde ebenfalls im Motor in Dauerläufen bis 250 h durchgeführt.

II. Der Dämpferprüfstand.

Die Prüfeinrichtung, die genaue Untersuchungen über das schwingungstechnische Verhalten der verschiedenen Pendelanordnungen gestatten sollte, wurde nach Angaben von BMW-Spandau von der Firma Schenck Darmstadt gebaut. Sie stellt ein umlaufendes Zweimassensystem dar mit einer großen Masse I, einer Drehfeder (Stahlwelle) und einer kleineren aus 2 Scheiben bestehenden Masse II, an deren einer Scheibe (Pendelträger) die zu untersuchenden Fliehkraftpendel angekoppelt wurden. Das ganze System wird

¹⁾ Inzwischen erschien ein Aufsatz [10] im Jahrbuch der deutschen Luftfahrtforschung.

* A 25 49.

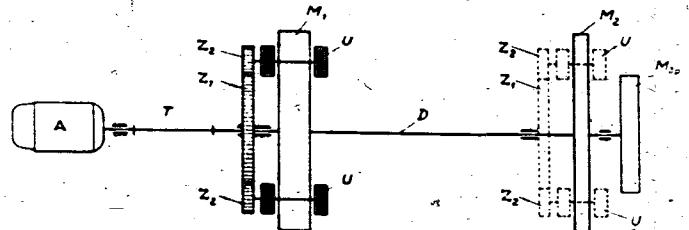


Bild 1. Prüfstand für Fliehkraftdrehpendel (Dämpferprüfstand).

von einem Elektromotor über einen sehr drehweichen Torsionsstab angetrieben (Bild 1 und 2).

Die Erregung wird durch umlaufende Unwuchterreger in das System eingeleitet. Sie kann wahlweise an der großen oder an der kleinen Masse angreifen. Die Erreger bestehen aus Unwuchtscheiben, die auf einer in einem kleinen Gehäuse gelagerten Welle sitzen. Dieses Gehäuse kann mit veränderlichem Abstand von der Drehachse des Systems auf der Masse I oder II befestigt werden. Ein auf der Erregerwelle sitzendes Zahnrad ist mit einem feststehenden Zahnkranz in Eingriff, auf dem es sich beim Umlaufen des Systems abwälzt. Durch Veränderung des Übersetzungsverhältnisses können verschiedene Ordnungen erregt werden. Die Variation der Unwuchtgewichte gestattet eine Erregung bis zu 120 mkg an der jeweiligen Resonanzstelle. Bei der Errechnung des Erregermomentes ist der Einfluß der Coriolisbeschleunigung zu beachten. Sie erhöht dieses aus den reinen Fliehkraften der Unwucht errechenbare Drehmoment je nach Ordnungszahl (d. h. Übersetzungsverhältnis) in unserem Fall um bis zu 31%.

Die Fliehkraftpendel können durch ein festes Gegengewicht entsprechender Größe ersetzt werden. Dann stellt



- A = Antriebsmotor
- T = Torsionsstab
- Z₁ = Zahnkranz (feststehend)
- Z₂ = Zahnrad auf Erreger
- U = Unwuchterreger
- M₁ = Masse I (groß)
- M₂ = Masse II (klein)
- D = Drehfeder
- M₂₀ = Pendelträgermasse

Bild 2. Prüfstand für Fliehkraftdrehpendel (Schema).

das nun pendellose System das den Untersuchungen zugrunde gelegte Vergleichssystem dar. Die Eigenschwingzahl dieses 2-Massensystems liegt bei $n_e = 4700$ Schw/min für den Zustand I, d. h. wenn die Erregung an Masse I eingeleitet wird. Soll an der Masse II erregt werden, dann ist zur Aufnahme der Erregergehäuse eine Vergrößerung dieser Masse II notwendig, so daß für diesen Zustand II die Eigenschwingzahl auf $n_e = 3600$ Schw/min absinkt.

Die Schwingungsausschläge der Pendelträgermasse II konnten mittels DVL-Torsiograph bzw. einem elektrischen Torsiographen gemessen werden. Die Pendelausschläge selbst wurden je nach der Art des Pendels auf verschiedene Weise erfaßt. Die entsprechenden Meßeinrichtungen werden an anderer Stelle beschrieben. In jedem Falle wurde die ganze Pendelanordnung stroboskopisch beobachtet, wodurch es gelang, einige interessante Eigentümlichkeiten aufzudecken.

III. Das Bifilarpendel.

Die bekannteste »klassische« Form des Fliehkraftpendels ist das mittels zweier Rollenbolzen in zwei Bohrungen von größerem Durchmesser bifilar aufgehängte Gegengewicht, wie es serienmäßig seit Jahren von Wright und Hispano-Suiza gebaut wird (auch Sulzer baut derartige Pendel nach Patenten von Sarazin) (Bild 3). Eine andere Ausführungsform des Bifilarpendels ist die Druckrollenlagerung des Pendelkörpers, wie sie von BMW-Spandau besonders für sehr niedrige Abstimmordnungen entwickelt wurde (Bild 4).

Es gibt natürlich noch weitere Möglichkeiten, ein Pendel bifilar aufzuhängen (Laschen, gekröpfte Wellen usw.), die aber bisher keine praktische Bedeutung gewonnen haben.

Die Tilgungswirkung eines solchen Bifilarpendels in Abhängigkeit von der Abstimmungsgenauigkeit wurde auf dem Dämpferprüfstand untersucht. Außer den Schwingungsausschlägen der Pendelträgermasse sollten auch die Pendelausschläge meßtechnisch erfaßt und mit den rechnerisch bestimmten Werten verglichen werden. Die Relativverschiebung des Pendelkörpers gegen die Trägermasse wurde mit einem Hochfrequenzpulvensystem gemessen und im Oszillographen sichtbar gemacht. Das System wurde an Masse II mit einem Erregermoment 4,5. Ordnung erregt. Es erreichte bei der Resonanzdrehzahl des Vergleichssystems $n_{kr} = \frac{n_e}{4,5} = 800$ U/min eine Größe von $M_E = \pm 5,0$ mkg.

Das Pendel, eine Druckrollenausführung (Bild 4), konnte durch Schwenken von Zusatzgewichten (Änderung der Schwerpunktslage), verschieden abgestimmt werden, ohne daß Rollen und Rollbahnen verändert werden mußten. Es konnten 6 verschiedene Abstimmungsordnungen eingestellt werden:

- a) $q = 4,35$, d) $q = 4,5$,
- b) $q = 4,41$, e) $q = 4,54$,
- c) $q = 4,46$, f) $q = 4,59$.

Die Messungen brachten die in den Schaubildern 5 und 6 dargestellten Ergebnisse.

a) Systemausschläge.

Die an der Masse II gemessenen Ausschläge sind in Bild 5 aufgetragen. Zum Vergleich wurde auch die Schwingungskennlinie des Vergleichssystems mit festem Gegengewicht eingezeichnet. Die hierbei auf-

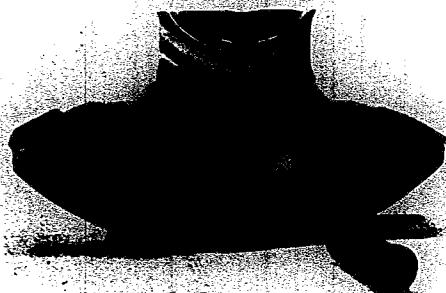


Bild 3. Fliehkraftdrehpendel mit Bolzenaufhängung.

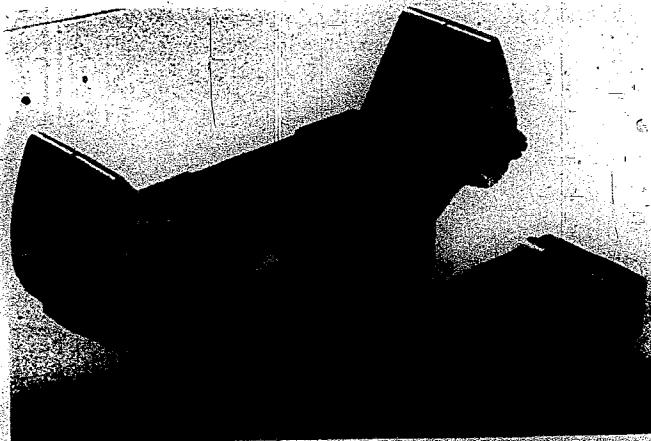


Bild 4. Fliehkraftdrehpendel mit Druckrollenlagerung.

tretende scharfe Resonanzspitze mit $\pm 1,18^\circ$ Winkelausschlag wurde durch das Pendel bei sämtlichen Abstimmungsvariationen sehr erheblich abgebaut. Am günstigsten wirkte die Abstimmung e (rechnerischer Wert $q = 4,54$). Die größten Ausschläge betragen hierbei nur noch 3,9% der ehemaligen Resonanzspitze. Der Grund dafür, daß gerade die Abstimmung e und nicht die theoretisch richtige d das beste Ergebnis lieferte, ist darin zu suchen, daß die Schwerpunktslage des Gegengewichtes wahrscheinlich nicht genügend genau festgestellt werden konnte, und die Abstimmung e wohl näher bei der theoretisch richtigen Abstimmungsordnung 4,5 liegt als die Abstimmung d.

Die am weitesten von der richtigen Abstimmung abweichende Variante a ($q = 4,35$) erreichte immerhin noch einen Abbau der Resonanz auf 11% des ehemaligen Wertes. Interessant ist die Lage der einzelnen Restkuppen. Bei einem 2-Massensystem können Resonanzen oberhalb der ehemaligen Resonanzstelle des Vergleichssystems nur bei solchen Fehl-Abstimmungen q auftreten, für die die zugehörige obere Grenzordnung x_{qob} des resonanzfreien Sektors kleiner ist als die Erregerordnung x, d. h. bei solchen q, für die

$$x_{qob}^2 = q^2 \left(1 + \frac{m_p}{m_s} \right) < x^2$$

oder

$$q < \frac{x}{\sqrt{1 + \frac{m_p}{m_s}}}$$

In unserem Falle träfe dies lediglich für die Variante a zu. Die Messung zeigt jedoch für sämtliche Fehl-Abstimmungsordnungen $\frac{x}{\sqrt{1 + \frac{m_p}{m_s}}} < q < x$ (das sind die Varianten b bis d)

Restresonanzen oberhalb $n = 800$ U/min. Das ist nur möglich, wenn das System noch weitere Freiheitsgrade hat. Und das trifft auch hier zu. Die Masse II besteht ja aus

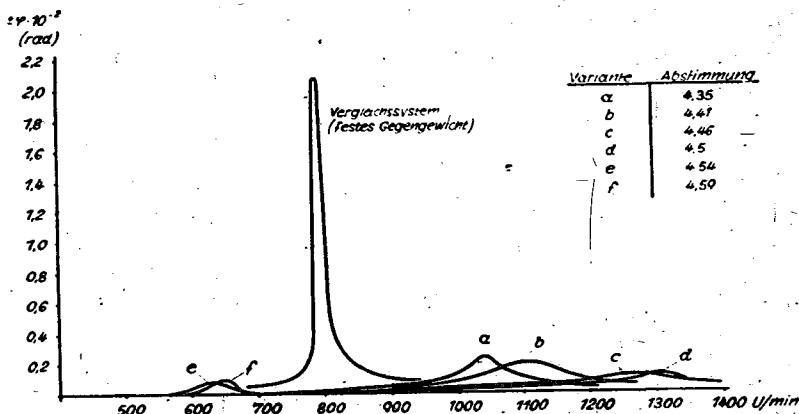


Bild 5. Bifilarpendel: Einfluß der Fehl-Abstimmung. Ausschläge der Pendel-Trägermasse bei verschiedener Pendel-Abstimmung und bei Erregung 4,5. Ordnung.

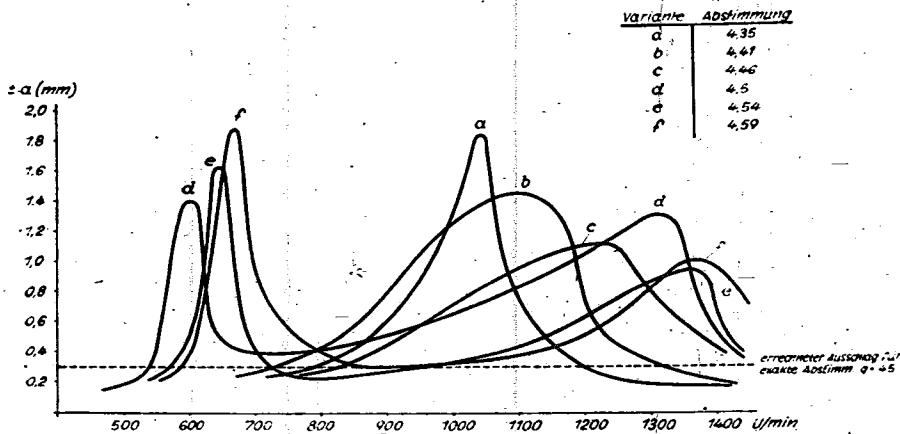


Bild 6. Bifilarpendel: Einfluß der Fehl Abstimmung. Relativausschläge des Pendels gegen die Trägermasse.

zwei Scheiben, die zwischen sich noch ein wenn auch sehr steifes Wellenstück haben. Es handelt sich also eigentlich um ein 3-Massensystem. Hierfür errechnen sich bei den Abstimmungsvariationen a bis d Resonanzen oberhalb $n = 800$ U/min. Die rechnerischen Verlagerungen sind jedoch (zum Teil erheblich) größer als die durch die Messung ermittelten.

b) Pendelausschläge.

Die entsprechenden Resonanzkuppen wurden auch bei der Messung des Pendelausschlages festgestellt. Im Bild 6 sind die betreffenden Ausschlagskurven aufgezeichnet. Der rechnerische Ausschlag für eine exakte Abstimmung $q = 4,5$ ist infolge der mit der Drehzahl quadratisch wachsenden Erregung im ganzen Drehzahlbereich konstant und beträgt in unserem Fall $\pm 0,3$ mm (als 2-Massensystem gerechnet). Er ist zum Vergleich in das Diagramm mit eingezeichnet.

In großen Zügen zeigen die Pendelausschlagskurven dasselbe charakteristische Gesamtbild wie die Systemausschläge. Die Lage und relative Größe der Resonanzkuppen verschiedener Abstimmungen zueinander ist ungefähr dieselbe. Eigentümlich ist, daß bei der Variante d bei $n = 600$ U/min große Pendelausschläge festgestellt wurden, während die Systemausschläge nicht mehr meßbar waren. Außerdem zeigen sich bei $n = 1350$ U/min große Ausschläge des auf die Varianten e und f abgestimmten Pendels; am System selbst wurden keine Ausschläge bei dieser Drehzahl aufgenommen, da sie in wesentlicher Größe nicht festgestellt werden konnten. Die Messungen des Pendelausschlages zeigen, daß die Ausschlagsbegrenzung nicht nach dem rechnerisch für den Fall exakter Abstimmung ermittelten Ausschlag bemessen werden darf. Rein fertigungstechnisch läßt sich die exakte Abstimmung ja kaum erreichen und die kleinste Abweichung führt, wie die Messung zeigt, an Stellen oberhalb bzw. unterhalb der ehemaligen Resonanz zu beträchtlichen Pendelausschlägen. Sie erreichen in unserem Falle einen bis zu 6 mal größeren Wert, als er für die exakte Abstimmung errechnet wurde.

Die stroboskopische Beobachtung der Versuchsanordnung bestätigte die Größenordnung der gemessenen Pendelausschläge. Beim Durchfahren der Resonanzkuppen konnte der Phasenwechsel des Pendelausschlages deutlich bemerkt werden.

Bei Verstärkung der Erregung werden natürlich die Pendelausschläge entsprechend größer. Da der größtmögliche Ausschlag bei der vorliegenden Konstruktion mit $\pm 2,5$ mm begrenzt war, schlug das Pendel an den gemessenen Resonanzstellen bei größerer Erregung an. Dadurch ist die Wirksamkeit des Pendels natürlich stark beeinträchtigt. Die scharfe Resonanzspitze des starren Vergleichssystems kommt in nahezu der alten Größe wieder zum Durchbruch. Das Pendel hat noch eine gewisse Dämpferwirkung (Stöße!), die aber als völlig unbefriedigend bezeichnet werden muß.

c) Motorische Messungen.

Neben diesen grundsätzlichen Untersuchungen am Dämpferprüfstand wurden auch Pendel versuchsweise in Motoren eingebaut und ihr Einfluß meßtechnisch erfaßt. Die ersten Messungen fanden an einem 9-Zylinder-Sternmotor von 27 l Hubraum statt, der einmal mit einem Pendel 4,5., das andere Mal mit einem solchen 2. Ordnung ausgerüstet war. Das Pendel wurde jeweils an der hinteren Kurbelwange angebracht. Die Drehschwingungskennlinie des pendellosen Vergleichssystems zeigt zwei ausgeprägte Resonanzen 4,5. und 2. Ordnung (Bild 7 und 8).

Nach Einbau des Pendels 2. Ordnung war die Resonanz dieser Erregenden abgebaut. Bild 9. Die Resonanzspitze der 4,5. Ordnung, deren Größe (bezogen auf gleiche Erregung) ebenfalls um ein geringes vermindert wurde, hat sich um etwa 100 bis 150 U/min nach oben verlagert, was mit der Rechnung gut übereinstimmt. Bild 10 zeigt die entsprechenden Ergebnisse bei dem auf die 4,5. Ordnung abgestimmten Pendel. Auch hier ist die Resonanzspitze der entstörten Ordnung verschwunden. Die Resonanzstelle 2. Ordnung konnte aus motorischen Gründen nicht gemessen werden. Aus den Bildern 8. und 10 ist jedoch zu erkennen, daß der Resonanzanstieg früher kommt als beim Vergleichssystem, daß also eine Verlagerung nach unten stattgefunden hat. Auch dies entspricht der Rechnung.

In beiden Fällen, bei der 2. und 4,5. Ordnung konnte damit eindeutig die gewünschte Beseitigung der Drehschwingungsresonanz erreicht werden.

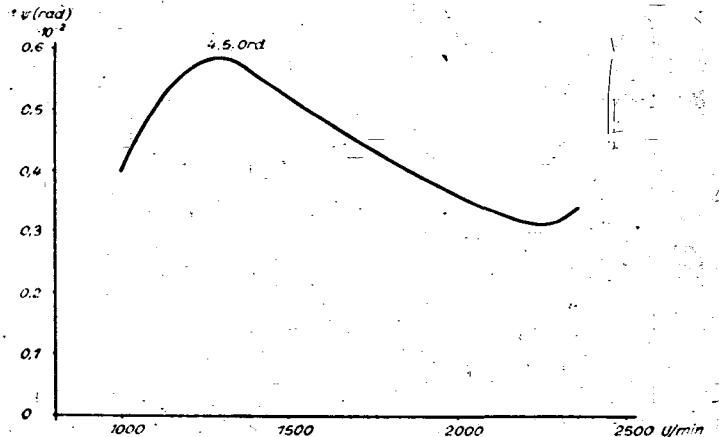


Bild 7. Drehschwingungsausschläge der Kurbelwelle eines 27-l-9-Zylinder-Sternmotors (Bremschraube).

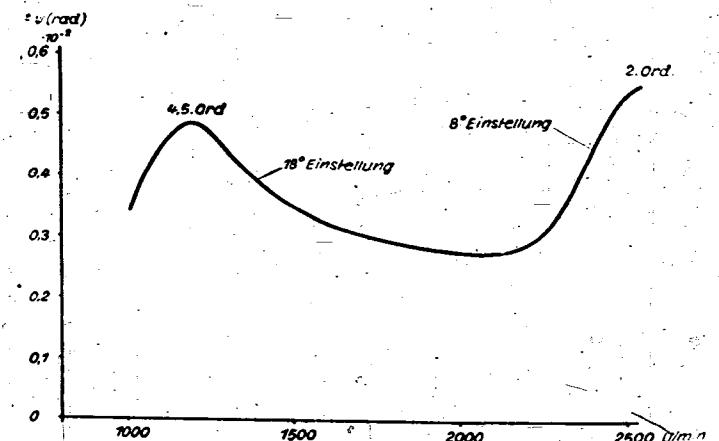


Bild 8. Drehschwingungsausschläge der Kurbelwelle eines 27-l-9-Zylinder-Sternmotors (Verstellschraube).

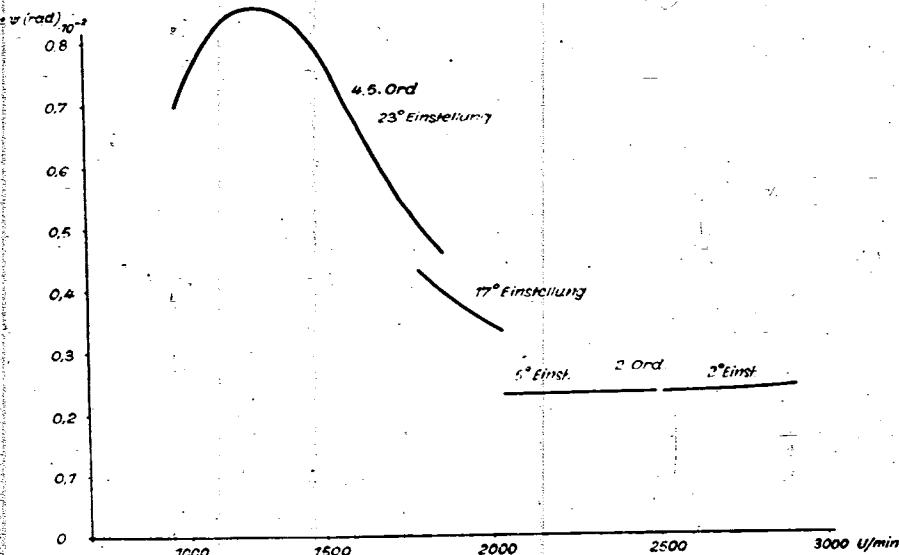


Bild 9. Drehschwingungsausschläge der Kurbelwelle eines 27-1-9-Zylinder-Sternmotors mit einem Fliehkraftdrehpendel 2. Ordnung.

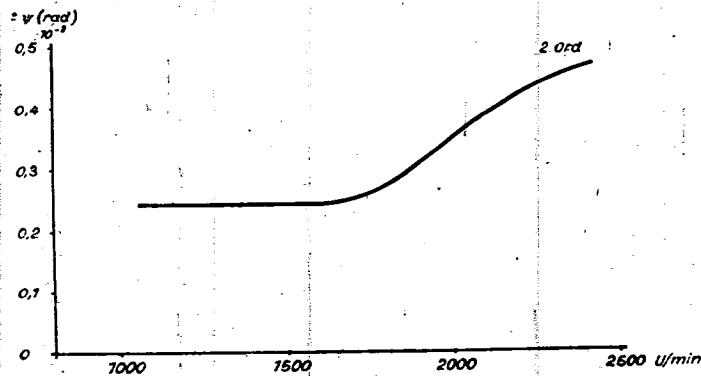


Bild 10. Drehschwingungsausschläge der Kurbelwelle eines 27-1-9-Zylinder-Sternmotors mit Fliehkraftdrehpendel 4.5. Ordnung.

Die ideale Lösung wäre also die pendelnde Aufhängung beider Gegengewichte und die Abstimmung des einen auf die 2., des anderen auf die 4,5. Ordnung.

Dieser Weg wurde bei einem anderen Motormuster beschritten, einem 9-Zylinder-Sternmotor von 301 Hubvolumen, von dem dasselbe Drehschwingungsverhalten erwartet wurde wie bei dem 27-1-Motor. Ein Teil der Versuchserie wurde mit Pendeln 2. und 4,5. Ordnung ausgerüstet. Das Pendel 2. Ordnung, eine Druckrollenausführung, war an der hinteren Kurbelwange angebracht, während das Pendel 4,5. Ordnung mit normaler Bolzenaufhängung an der vorderen Wange angekoppelt war.

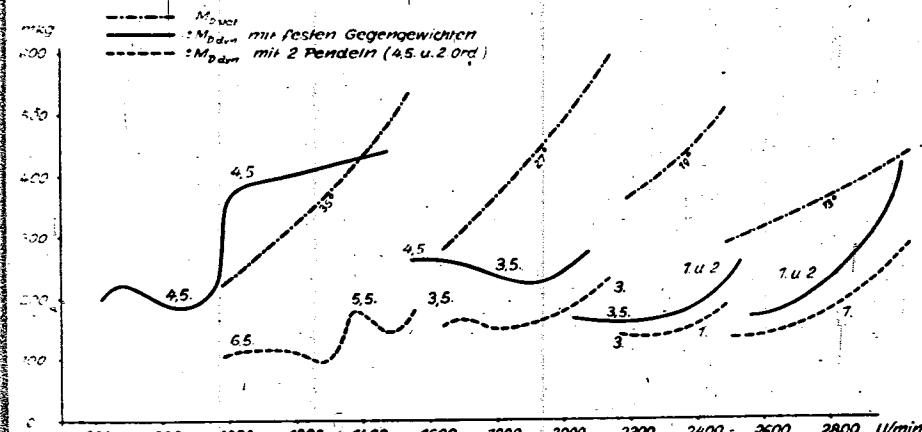


Bild 11. Dynamische Drehmomente in der Luftschraubenwelle eines 301-9-Zylinder-Sternmotors ohne und mit Fliehkraftpendeln 2. und 4,5. Ordnung.

Die Drehschwingungskennlinien des pendellosen Vergleichsmotors sowie des mit Pendeln ausgerüsteten Systems zeigt Bild 11. Der Motor wurde dabei in einzelnen Stufen verschiedener Schraubenblattstellung gefahren bei möglichst hohem p_{mit} auch im niedrigen Drehzahlbereich. Beim Motor mit festen Gegengewichten wurde, wie erwartet, eine kräftige Resonanz 4,5. Ordnung festgestellt, während eine solche 2. Ordnung nicht ausgeprägt war. Dagegen machte sich bei hohen Drehzahlen der Anstieg zur Resonanz 1. Ordnung schon stark bemerkbar. Aus diesem Grunde zeigt der Verlauf des dynamischen Drehmomentes beim Pendelmotor zwar einen völligen Abbau der Resonanz 4,5. Ordnung, während die Schwingmomente bei hohen Drehzahlen nur um den geringen Anteil der 2. Ordnung verkleinert sind.

Die Messung zeigt deutlich die Wirksamkeit des Pendels in der Tilgung der abgestimmten Erregerordnungen. Die verbleibenden Schwingmomente sind von anderer Ordnungszahl. Ihre nur schwach durchkommenden Resonanzstellen bestätigen die errechneten Resonanzverlagerungen. Bild 12.

Weitere motorische Messungen wurden an einem Sondertriebwerk mit besonders langer Wellenleitung durchgeführt. Es handelte sich hierbei wieder um den 27-1-Motor, der mit einem Druckrollenpendel 1. Ordnung ausgerüstet wurde. Bild 13, da eine starke Resonanz dieser Ordnung bei $n = 1600$ U/min bekämpft werden mußte. Auf die konstruktiven Besonderheiten dieses Pendels soll später eingegangen werden.

Außer dem dynamischen Drehmoment wurde auch der Pendelausschlag, d. h. die Relativverschiebung des Pendels gegen die Kurbelwange gemessen. Es wurde hierfür ein Tauchanker-Spulensystem verwendet.

Die Meßergebnisse sind in Bild 14 dargestellt. Das Pendel war wirkungslos. Die Schwingmomente 1,5. und 2. Ordnung im niederen Drehzahlbereich sind zwar etwas kleiner als beim pendellosen Motor, die Resonanz der abgestimmten Ordnung ist jedoch in voller Größe erhalten geblieben. Den Grund hierfür zeigt eindeutig die Pendelausschlagskurve. Die Ausschlagsmöglichkeit war mit etwa ± 10 mm zu gering bemessen. Das Pendel schlug an und verlor damit seine Tilgungsfähigkeit. Der für den Fall theoretisch exakte Abstimmung errechnete Ausschlag beträgt ± 9 mm. Vergleicht man diese Verhältnisse mit den am Dämpferprüfstand erhaltenen Ergebnissen (siehe Abschnitt b), die übrigens bei der Auslegung des Pendels noch nicht vorlagen, so ist es sofort klar, daß das Pendel anschlagen mußte.

Zusammenfassend kann über den Einfluß des Bifilarpendels auf Drehschwingungssysteme folgendes gesagt werden: Das Bifilarpendel kann zur Bekämpfung von Drehschwingungsresonanzen mit gutem Erfolg eingesetzt werden. Kleine Abstimmungsfehler, die infolge der Fertigungstoleranzen unvermeidlich sind, verschlechtern die Tilgungswirkung nur in geringem Maße. Es treten jedoch bei diesen fehlabgestimmten Pendeln in der Umgebung der Resonanzstelle des Vergleichssystems große Pendelausschläge auf, die ein Vielfaches des für die theoretisch exakte Abstimmung errechneten Wertes darstellen können. Bei dem sehr dämpfungsarmen Dämpferprüfstand wurden z. B. bis 6 mal größere Werte gemessen. Bei Flugmotoren mit völlig anderen Dämpfungsverhältnissen dürften sich die Restresonanzkuppen des Systems nicht so scharf ausbilden, so daß auch die Pendelausschläge (die

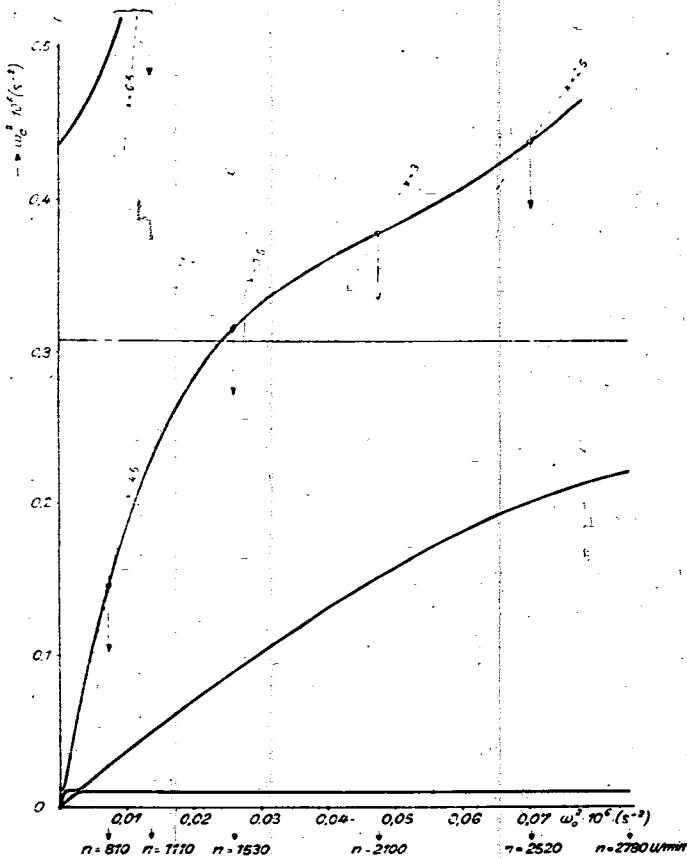


Bild 12. Eigenfrequenzkurven eines Sternmotors mit 2 Flichkraftdrehpendeln, abgestimmt auf die 2. bzw. 4.5. Ordnung.

bei FehlAbstimmung diesen Systemausschlägen ja proportional sind) nicht so extrem hohe Vielfache des für die exakte Abstimmung errechneten Wertes erreichen können. Es muß auf jeden Fall für möglichst große Ausschlagswege des Pendels gesorgt werden. Diese sind gerade dann erforderlich, wenn infolge sehr niedriger Eigenschwingzahl Resonanzen niedriger Ordnungen entört werden sollen. In solchen Fällen sind nämlich schon die rechnerischen Ausschläge für exakte Abstimmung von erheblicher Größe.

Ist es nicht möglich, den Ausschlag genügend groß zu machen, dann muß die Pendelmasse vergrößert werden, da der Pendelausschlag ihr umgekehrt proportional ist. Als Beispiel sei hier noch der Wright-Cyclone-Motor angeführt. Das ältere Muster von etwa 750 PS hatte nur 1 Pendel 4.5. Ordnung, während der neueste Cyclone von 1200 PS (also mit erheblich größerer Erregung) deren zwei besitzt. Hier wurde offensichtlich der Weg der Massenvergrößerung

beschritten, um die Ausschläge genügend klein zu halten und damit die Tilgungswirkung zu sichern. Sobald nämlich ein Pendel anschlägt, verliert es seine Fähigkeit, Schwingungen zu tilgen und die entsprechende Resonanz kann in derselben Größe wie beim pendellosen Vergleichssystem wieder zum Durchbruch kommen.

Außer der Tilgung der abgestimmten Ordnung besitzt das Pendel bekanntlich die Fähigkeit, die Resonanzen der übrigen nicht abgestimmten Ordnungen zu verlagern. Bei den der Abstimmungsordnung unmittelbar benachbarten Ordnungen, also bei geringer FehlAbstimmung, ergeben die Messungen am Dämpferprüfstand Verlagerungen, die teilweise beträchtlich von den vorausgerechneten Werten abweichen. Die gemessenen Verlagerungen sind kleiner als die gerechneten. Die Restresonanzkuppen sind hierbei sehr klein (d. h. die Tilgungswirkung ist noch recht gut). Bei den von der Abstimmungsordnung wesentlich verschiedenen Erregerordnungen stimmen dagegen die meßtechnisch und die rechnerisch erfaßten Verlagerungen gut überein. Die Resonanzhöhe bleibt dabei dieselbe wie beim Vergleichssystem ohne Pendel. Die Verlagerungen sind übrigens bei den im Flugmotorenbau üblichen Systemen im allgemeinen nicht sehr groß, da sie dem Verhältnis Pendelmasse zu übriger Kurbelwellenmasse proportional sind. Immerhin kann man gerade mit Hilfe des Bifilarpendels die größtmöglichen Verlagerungen erzielen, da die eigenartige Bolzenaufhängung gestattet, die gesamte Gegengewichtsmasse als Pendel auszubilden.

IV. Das Rollenpendel.

Eine weitere, in größerem Umfang bekanntgewordene Form des Flichkraftpendels ist das Rollenpendel nach Salomon. Die Pendelmasse ist in diesem Falle eine Rolle, die in einer entsprechend bemessenen Bohrung des Pendelträgers abrollt, Bild 15. Außer dem Rollenpendel wurde von Salomon erstmalig auch das Ringpendel angegeben, es stellt jedoch lediglich eine geometrische Umkehrung des Rollenpendels dar, so daß die für dieses angestellten Untersuchungen und Messungen sich ohne weiteres auf das Ringpendel übertragen lassen.

Der wesentliche Unterschied gegenüber dem Bifilarpendel ist die Tatsache, daß die Abstimmungsgleichungen dieser Pendelformen nicht nur von den üblichen Voraussetzungen (Dämpfungsfreiheit, kleine Ausschläge) abhängen, sondern daß sie nur bei reinem Abrollen der Rolle (bzw. des Rings) ohne Rutschen gültig sind. Die Abstimmungsgleichung für das Rollenpendel lautet:

$$q^2 = \frac{L}{l \left(1 + \frac{i^2}{r^2} \right)}$$

Die Bedeutung der Bezeichnungen ist aus Bild 15 zu entnehmen, i ist der Trägheitsradius der Rolle ($i^2 = \frac{\theta}{m}$).

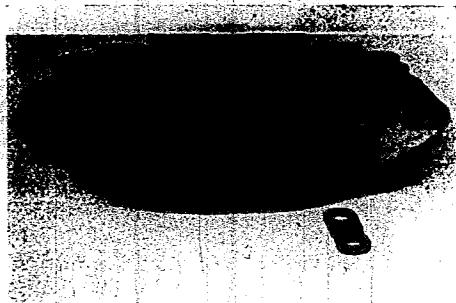


Bild 13. Flichkraftdrehpendel mit Druckrollenlagerung für niedrige Abstimmung.

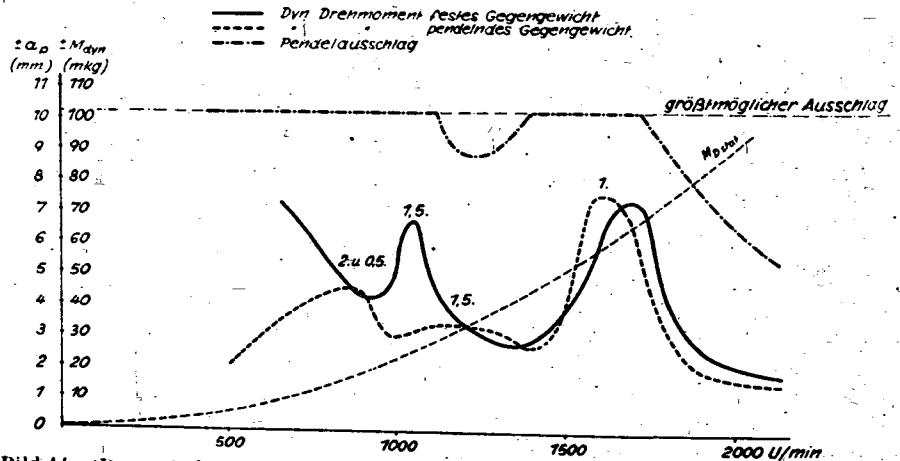


Bild 14. Dynamische Drehmomente eines 27 1-9-Zylinder-Sternmotors (Sondertriebwerk) ohne und mit Flichkraftdrehpendel 1. Ordnung. Relativausschlag des Pendels.

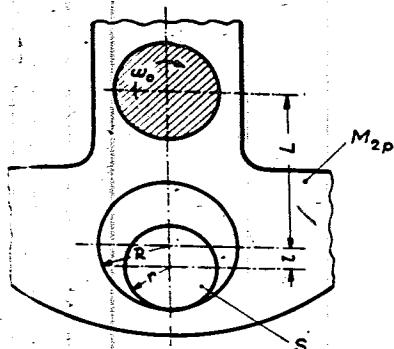


Bild 15. Rollenpendel nach Salomon (Schema).

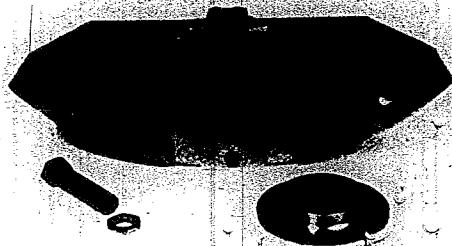
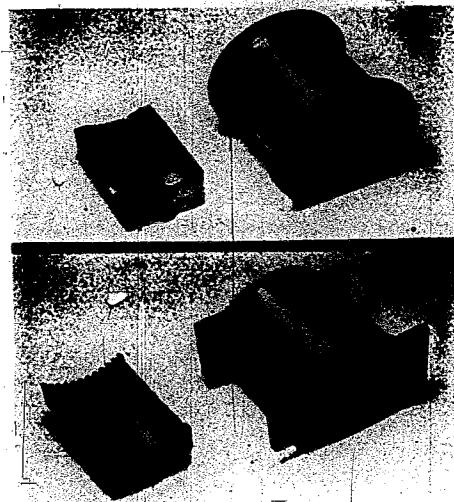


Bild 16. Gegengewicht mit Rollenpendel.

Bild 17. (rechts) Gatte und verzahnte Rolle mit Rollbahn.



Die Relativverschiebung der Rolle gegen die Trägermasse ergibt für die exakte Abstimmung:

$$a = \frac{M_q}{m \cdot (L+l) \cdot i^2 \cdot r} \Omega^2 \text{ (cm)},$$

wenn das Erregermoment von der Größe M_q und der Frequenz Ω an der Trägermasse angreift.

Betrachtet man nun eine Pendelanordnung, die lediglich durch Verändern des Rollbahnhalbmessers R auf verschiedene Erregerordnungen abgestimmt werden kann, während m, r, l und der Schwerpunktsabstand $(L+l)$ unverändert bleiben, und vergleicht man die Ausschläge a an den jeweiligen Resonanzstellen (wo die Erregerfrequenz Ω gleich der Eigenfrequenz des Systems ω_e ist), so kann man für den Nenner die Konstante C setzen und erhält

$$a = \frac{M_q}{C}$$

a ist also unabhängig von der Ordnung der Erregenden, auf die das Pendel abgestimmt ist und direkt proportional dem Erregermoment. Um die Voraussetzung reines Abrollen ohne Rutschen zu erfüllen, muß die Reibung zwischen Rolle und Rollbahn mindestens folgende Größe haben:

$$\mu = a \cdot q^2 \cdot \frac{i^2}{r^2 (L+l)}$$

Der Ausdruck $\frac{i^2}{r^2 (L+l)}$ ist ebenfalls eine unter den oben erwähnten Konstruktionsbedingungen gleichbleibende Konstante C' , so daß man für μ schließlich schreiben kann:

$$\mu = M_q \cdot q^2 \cdot K,$$

worin K ebenfalls eine Konstante von der Größe $K = \frac{C'}{C}$ ist.

Das erforderliche μ ist also nur abhängig von der Größe und Ordnung des Erregermomentes. Je höher die Ordnung ist, desto größer muß die Reibung sein.

Auf dem in Kap. II beschriebenen Dämpferprüfstand gelangte nun eine Anordnung »Gegengewicht mit Rollenpendel« zur Untersuchung, Bild 16. Sie ist auf die 4,5. Ordnung abgestimmt. Ein Erregermoment dieser Ordnung von z. B. 7 mkg, das von dem Pendel kompensiert werden müßte, würde einen Reibungsbeiwert $\mu = 0,06$ erfordern, der bei trockener Rollbahn vielleicht noch verwirklicht werden kann, aber bei Schmierung nicht mehr möglich ist. Da also bei geschmierter Rollbahn von vornherein ein Rutschen der Rolle erwartet werden mußte, wurde die Möglichkeit geschaffen die Pendelabstimmung zu verlieren. Es wurden drei austauschbare Rollbahnsegmente (A, B, C) von verschiedenem Radius R bereitgestellt. In der Abstimmungsgleichung wurde der Ausdruck $\frac{i^2}{r^2}$, der den Einfluß der der

Pendelbewegung überlagerten Drehung der Rolle um ihren Schwerpunkt auf die Abstimmung angibt, im Fall A mit 100% im Fall B mit 0% und im Fall C mit rd. 40% eingesetzt. Damit ist A auf reines Rollen, B auf reines Rutschen ohne Drehung, C als Kompromiß abgestimmt. Um jedoch auch bei geschmierter Rollbahn die idealen Abrollverhältnisse erzwingen zu können, wurde außerdem eine Rolle mit

einem verzahnten Flansch versehen, der mit einem innenverzahnten Zahnkranz am Rollbahnsegment in Eingriff stand, Bild 17.

Bei den im folgenden beschriebenen Meßläufen mußte aus betriebstechnischen Gründen die Erregung an Masse I des Prüfstandes eingeleitet werden. Unter diesen Verhältnissen kann das richtig abgestimmte Pendel nur an Masse II Schwingungsruhe, d. h. einen Schwingungsknoten erzielen, während die große Masse I weiterhin schwingt. Das System verhält sich genau so, als ob die Masse I über die Drehfeder an Masse II eingespannt wäre und hat daher eine Eigenschwingzahl

$$\omega_e = \sqrt{\frac{c_{12}}{\theta_1}}$$

$$n_e = 1640 \text{ Schw./min.}$$

Die Resonanz 4,5. Ordnung mit dieser Teilschwingungszahl liegt bei $n = 375$ U/min sehr tief. Sie wird im Torsiogramm nicht bemerkbar, da der Torsiograph im Schwingungsknoten sitzt.

Das Erregermoment war 4,5. Ordnung und betrug wahlweise 37 bzw. 74 mkg. Der größte Teil dieser Erregung wandert in die große Masse I, während das Pendel z. B. an der Resonanzstelle des Vergleichssystems ($n_{kr} = \frac{4700}{4,5} = 1040$ U/min) nur 10% des Erregermomentes kompensieren muß, um den Schwingungsknoten zu bilden, d. h. die Verhältnisse sind für das Pendel etwa dieselben, als ob das System an Masse II bei $n = 1040$ U/min mit 3,7 bzw. 7,4 mkg erregt würde. Das ist die Größenordnung mit der auch die Untersuchungen an den übrigen Pendelformen (Kapitel III und IV) durchgeführt wurden.

a) Messungen am Dämpferprüfstand.

Die Meßergebnisse sind in Bild 18, 19, 20 und 21 dargestellt. Überall ist die Schwingungskennlinie des pendellosen Vergleichssystems mit eingezeichnet. Bild 18 zeigt die Messung bei kleiner Erregung und trockener Rollbahn oder verzahnter Rolle, Bild 19 und 20 die Ergebnisse bei stärkerer Erregung mit trockener und geschmierter Rollbahn für die verschiedenen Abstimmungen A, B, C, während Bild 21 die Kennlinie bei verzahnter Rolle und starker Erregung wiedergibt.

Die Messungen lassen folgendes erkennen: Bei sehr kleiner Erregung, die durch kleine Rollenausschläge des Pendels getilgt werden kann, sind die Beschleunigungen der Rolle noch so gering, daß bei ölfreier Rollbahn ein einwandfreies Rollen ohne Rutschen stattfindet. Unter diesen Umständen ist eine exakte Abstimmung möglich, und man kann, wie Bild 18 zeigt, an der Pendelträgermasse restlose Schwingungstilgung erreichen.

Wird die Reibung zwischen Rolle und Rollbahn durch Schmierern erniedrigt oder werden die Beschleunigungen

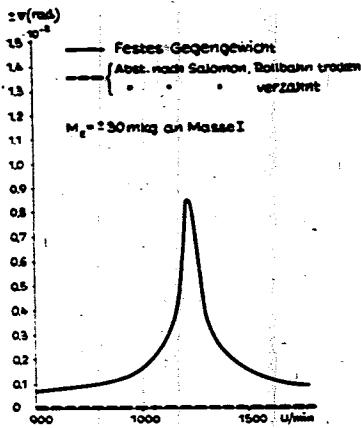


Bild 18. Drehschwingungsausschläge des Dämpferprüfstandes ohne und mit Rollenpendel.

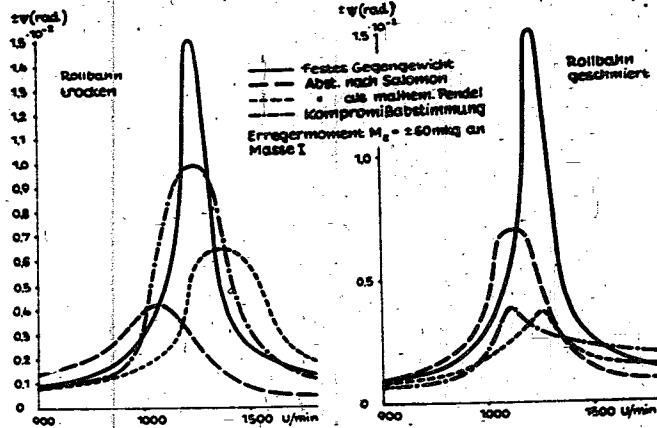


Bild 19 u. 20. Drehschwingungsausschläge des Dämpferprüfstandes ohne und mit Rollenpendel.

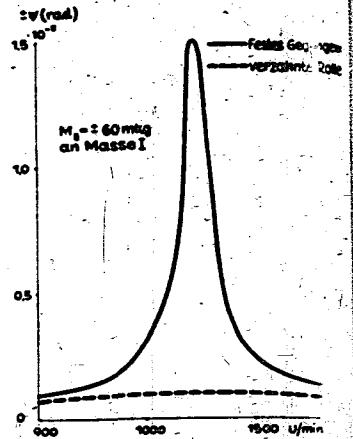


Bild 21. Drehschwingungsausschläge des Dämpferprüfstandes ohne und mit Rollenpendel.

durch Vergrößern der Erregung erhöht, so wird die Bewegung der Rolle instabil. Zu einem Teil ihrer Schwingbewegung rutscht sie, zum anderen rollt sie. Die stroboskopische Beobachtung zeigte, daß sich die Rolle ziemlich stetig entgegen dem Drehsinn des umlaufenden Systems dreht. Die Erklärung hierfür lautet: In der Umgebung der Schwingungsumkehrpunkte, wo die Drehbeschleunigung der Rolle um ihren Schwerpunkt ihren Größtwert erreicht, reicht die Reibung nicht mehr aus, die Rolle rutscht. In der Scheitelstellung, wo diese Beschleunigung aber null ist, wird sie rollen. Beim Schwingungshingang im Sinne der Wellendrehrichtung addiert sich nun die aus der Relativbewegung resultierende Corioliskraft zu den der System- und Relativdrehung entsprechenden Fliehkräften. Die Rolle kommt also früher aus dem Rutschen ins Rollen als beim Schwingungsrückgang entgegen dem Wellendrehrichtung, wo sich die Corioliskraft von den Fliehkräften subtrahiert und damit Rollendruck und Haftung verringert wird. Bei der vorliegenden Konstruktion veränderte die Corioliskraft den aus den Normalbeschleunigungen der System- und der Relativbewegung sich ergebenden Rollendruck um $\pm 18\%$. Unter diesen Bedingungen hat sich die Rolle nach einer vollen Schwingung um einen gewissen Winkel entgegen dem Drehsinn der Welle gedreht. Man kann also bei größerer Erregung und geschmierter Rollbahn, d. h. unter Bedingungen, wie sie im Motor stets vorhanden sind, nicht mehr von einer harmonischen Schwingungsbewegung der Rolle sprechen. Eine exakte Abstimmung ist grundsätzlich nicht möglich; immerhin läßt sich eine gewisse Dämpferwirkung erreichen, die hier im günstigsten Fall B einen Abbau der ehemaligen Resonanzspitze auf 25% ihres Wertes brachte. (Bild 18 und 20). Werden jedoch die idealen Abrollverhältnisse durch künstliche Vergrößerung der Haftung erzwungen, z. B. mittels einer geeigneten Verzahnung, so wird eine recht gute Entstörerwirkung des Rollenpendels erzielt, Bild 18 und 21. Der Vorteil der größeren Einfachheit und der leichten mechanischen Beherrschung, den das Rollenpendel gegenüber anderen Fliehkraftpendeln beanspruchen könnte, geht natürlich bei Verwendung einer solchen Verzahnung verloren. Die durch die Messungen ermittelten Resonanzverlagerungen der verstimmten Ordnungen entsprechen den rechnerischen Überlegungen. Obwohl es sich ja um Abstimmordnungen handelt, die ziemlich nahe bei der Erregerordnung liegen, sind die Verlagerungen sehr gering. Mit einer so kleinen abgekoppelten Masse, wie sie das einfache Rollenpendel darstellt, lassen sich eben nur geringfügige Abweichungen von den ehemaligen Resonanzen des starren Systems erzielen. Ein Vergleich zwischen einer gleich großen Rollenmasse (nach Salomon) mit einer solchen in bifilarer Aufhängung (nach Sarazin) zeigt hierin die Unterlegenheit der Rollenausführung. Das Verhältnis: »abgekoppelte Masse zu fester Masse« ist nämlich bei sonst gleichen Voraussetzungen (also gleiches Gewicht und gleicher Schwerpunktsabstand

von der Wellenachse) bei der Rolle kleiner als beim Bifilarpendel bzw. mathematischen Pendel. Dieses Verhältnis bestimmt aber die Breite des resonanzfreien Sektors und die Größe der Resonanzverlagerungen.

Die mancherorts aufgestellte Behauptung, daß durch die zusätzliche Drehung der Rolle eine Vergrößerung der Koppelmasse auftritt, ist falsch. Es handelt sich im Gegenteil um eine Verringerung.

Der Nachteil der an sich schon geringen Masse, den die Rolle gegenüber dem bifilar aufgehängten ganzen Gegengewicht hat, tritt noch viel stärker in Erscheinung, wenn die vom Pendel zu kompensierende Erregung größer wird. In solchen Fällen kann schon die für exakte Abstimmung errechnete Relativverschiebung der Rolle größer werden, als es theoretisch überhaupt möglich ist. Man muß dann die Pendelmasse vergrößern und könnte, wie Bild 22 zeigt, mehrere Rollen in dem zur Verfügung stehenden Raum des Gegengewichtes unterbringen. Es läßt sich aber in keinem Fall so viel Masse pendelnd abkoppeln wie bei der bifilaren Aufhängung des Gegengewichtes.

b) Motorische Messungen.

Die bei diesen Untersuchungen am »Dämpferprüfstand« gesammelten Erfahrungen wurden erstmalig versuchsweise an einem 7-Zylinder-Sternmotor von ca. 200 PS mit Sonderaufbau verwertet. Es galt, eine starke Resonanz I. Grades, 3,5. Ordnung zu bekämpfen, die mit festen Gegengewichten bei $n = 2850$ U/min ein dynamisches Wechselmoment von ± 150 mkg hervorrief. In die beiden Kurbelwellengegengewichte wurden je 2 Rollen eingebaut, die konstruktiv einfach unterbringbar und ausschließlich auf Rutschen abgestimmt waren (Bauart ähnlich Bild 22). Das Ergebnis der dynamischen Drehmomentmessungen im Kurbelwellenvorderteil des nicht unteretzten Motors zeigt Bild 23. Es gelang zwar nicht, die Resonanz restlos zu tilgen, immerhin konnte sie aber auf 40% des ehemaligen Spitzenwertes herabgesetzt werden. Ein solches Ergebnis ist gegenüber dem eines genau abgestimmten, genügend großen, bifilaren Pendels unbefriedigend, kann jedoch in manchen Fällen eine ausreichende Entlastung des Drehschwingungssystems bringen. Bei dem vorliegenden Versuchsaufbau genügen diese Pendel, um die andersartigen Sonderversuche durchführen zu können.

Auf Grund der angestellten Untersuchungen können Wesen und praktische Wirksamkeit des einfachen Rollenpendels als weitgehend erfaßt und geklärt angesehen werden. Die theoretisch angestellten Überlegungen, daß eine reine Rollbewegung nur bedingt vorhanden sein kann, haben sich einwandfrei bestätigt. Die »klassische« Abstimmung nach Salomon unter Voraussetzung reinen Rollens dürfte meistens erfolglos sein. Je nach den besonderen Umständen hinsichtlich Reibung, Erregung und Pendelmasse ergibt eine mehr oder weniger nahe beim Rutschen liegende Abstimmung die



Bild 22. Gegengewicht einer Sternmotorkurbelwelle mit 2 Rollenpendeln.

beste Wirkung. Wo es auf exakte Abstimmung und damit weitgehendste Schwingungstilgung ankommt, ist das Bifilarpendel dem einfachen Rollenpendel vorzuziehen, da ein Erzwingen der Rollbewegung, z. B. durch Verzahnung, nicht zu empfehlen ist.

V. Das Pendel mit zwei Freiheitsgraden.

Der einzige Vorwurf, der dem Fliehkraftpendel gemacht werden kann, ist die Tatsache, daß es nur die Schwingungen derjenigen Ordnung tilgt, auf die es abgestimmt ist, und Resonanzen anderer Ordnungen wohl verlagern aber nicht abbauen kann. Diesen Nachteil versucht das Pendel mit zwei Freiheitsgraden einzuschränken. Wie der Name schon sagt, hat dieses Pendel zwei Teilfrequenzen, die auf zwei verschiedene Erregerordnungen abgestimmt werden können. Man kann sich dieses Pendel aus einem Bifilarpendel mit Bolzenaufhängung in der Form entstanden denken, daß die Pendelmasse nicht wie üblich mittels zweier Rollenbolzen gelagert ist, sondern nur an einem einzigen Bolzen hängt, der dann natürlich in der radialen Symmetrieachse angebracht ist, Bild 24. Ein solches Pendel hat zwei mögliche Schwingungsformen. Die eine ist die bekannte Translationschwingung (I.) ohne Drehung der Pendelmasse um ihren Schwerpunkt. Sie entspricht vollständig der Schwingungsform eines Bifilarpendels, Bild 25 I. Die zweite Bewegungsmöglichkeit ist die der Drehung um den Pendelmassenschwerpunkt (II.) ohne Ausschlagskomponenten in tangen-

tialer Richtung. Infolge der geometrischen Gegebenheiten tritt lediglich ein geringes Anheben in radialer Richtung auf, Bild 25 II.

Die Bewegungsgleichungen und Abstimmungsbedingungen dieses Pendels sind bekannt [6], so daß hier darauf nicht näher eingegangen zu werden braucht. Die Abstimmungsformeln für die beiden Schwingungszustände lauten:

$$q_I^2 = \frac{L}{l} \text{ (Verschiebe-Bewegung),}$$

$$q_{II}^2 = \left(1 + \frac{L}{l}\right) \left(\frac{R}{i}\right)^2 \text{ (Dreh-Bewegung).}$$

Bei der Auslegung eines solchen Pendels erscheint es zweckmäßig, für die niedrigere der beiden abzustimmenden Ordnungen die Schwingungsform II zu wählen, für die höhere die Schwingungsform I. Unter diesen Umständen wird nämlich der üblicherweise in Form eines Gegengewichtes verfügbare Raum am besten ausgenutzt. Ein Beispiel soll dies erklären: Das Gegengewicht eines 9-Zylinder-Sternmotors, das einen Schwerpunktsabstand $OS = 14,5$ cm von der Drehachse hat, soll pendelnd aufgehängt und auf die 4,5. und 2. Ordnung abgestimmt werden. Der Trägheitsradius der Pendelmasse ist $i = 8,21$ cm. Wir suchen zuerst die der Abstimmung q_I zugehörige Pendellänge l sowie die Anlenklänge L .

$$L + l = OS, \quad ?$$

$$l = \frac{OS^2}{q_I^2 + 1} = \frac{14,5^2}{4,5^2 + 1} = 0,68 \text{ cm.}$$

$$L = OS - l = 13,82 \text{ cm.}$$

Diese Größe l kann verwirklicht werden durch eine Zuordnung von Rollbahndurchmesser D und Bolzendurchmesser d derart, daß $D - d = l$ wird. Die Anlenklänge L , die beim Bifilarpendel lediglich rechnerische Bedeutung hat und deren Wert durch die jeweilige konstruktive Anordnung der richtig bemessenen Laufbahnen (vom Durchmesser D) nicht beeinflusst wird, muß beim Pendel mit zwei Freiheitsgraden exakt ausgeführt werden, damit die Abstimmungsbedingung für den 2. Freiheitsgrad q_{II} ebenfalls erfüllt werden kann. Das heißt also, daß der Mittelpunkt der Rollbahn des Pendelträgers genau im Abstand L von der Drehachse liegen muß.

Wir suchen nun diejenigen Größen von D und d , bzw. die entsprechenden Radien R und r , die außer der Abstimmung q_I , auch der Abstimmung q_{II} gerecht werden.

$$R^2 = \frac{i^2 q_{II}^2}{q_I^2 + 1} = \frac{87,35 \cdot 2^2}{4,5^2 + 1} = 12,68 \text{ cm}^2,$$

$$R = 3,56 \text{ cm} \quad D = 7,12 \text{ cm,}$$

$$r = R - \frac{l}{2} = 3,22 \text{ cm} \quad d = 6,44 \text{ cm.}$$

Damit sind alle zur Konstruktion notwendigen Daten des Pendels festgelegt. Ein Bolzen von 64,4 mm Dmr., in je einer Bohrung von 71,2 mm Dmr. im Pendel und in der

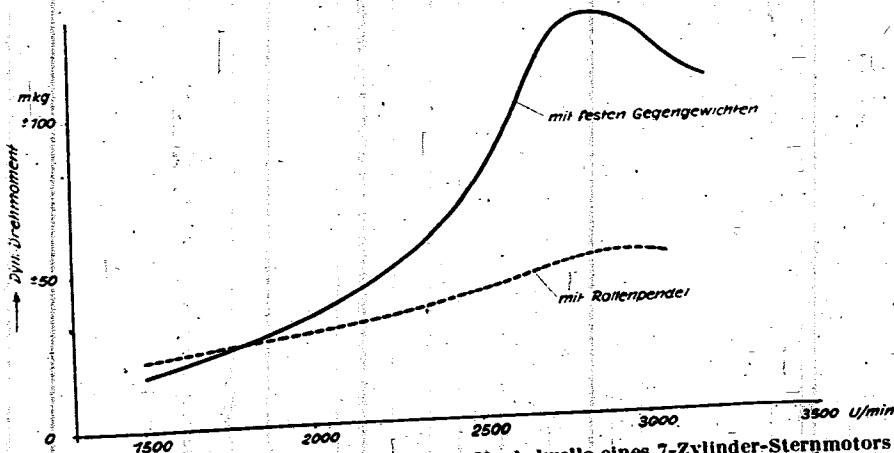


Bild 23. Dynamische Drehmomente in der Kurbelwelle eines 7-Zylinder-Sternmotors ohne und mit Rollenpendeln.

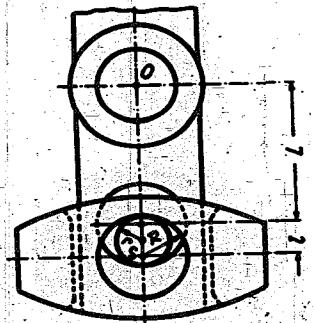


Bild 24. Pendel mit zwei Freiheitsgraden (Schema).

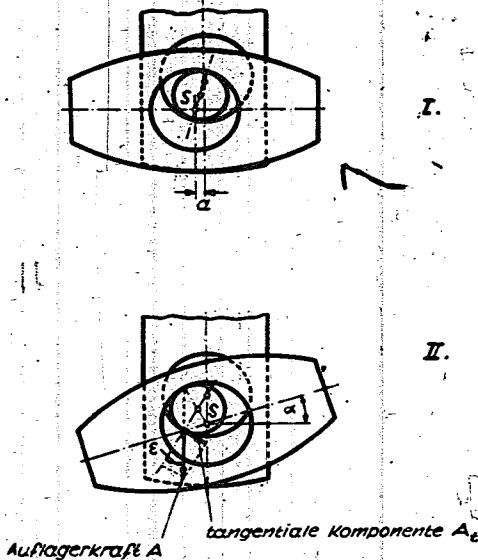


Bild 25. Mögliche Schwingungsformen eines Pendels mit 2 Freiheitsgraden.

I. Verschiebewegung;
II. Drehbewegung.

Kurbelwange gelagert, bildet die Pendelaufhängung. Der zur Verfügung stehende Raum ist gut ausgenutzt, da das zwischen Bolzen und Bohrung bleibende Spiel sehr gering ist.

Würde man jedoch umgekehrt für die Abstimmungsordnung $q = 4,5$ die Schwingungsform II wählen und für die Ordnung $q = 2$ die Schwingungsform I, dann müßten der Bohrungsdurchmesser $D = 320,6$ mm und der Bolzendurchmesser $d = 291,6$ mm gemacht werden. Abgesehen davon, daß diese Maße konstruktiv gar nicht möglich sind, wäre auch der zwischen Bolzen und Bohrung verbleibende freie Raum sehr groß. Das bedeutet aber eine schlechte Ausnutzung des Gegengewichtsvolumens und damit erhöhtes Gewicht.

Konstruktive Schwierigkeiten ähnlicher Art ergeben sich weiterhin für den Fall, daß auf zwei nahe beieinander liegende Ordnungen abgestimmt werden soll. Auch wenn für diese Ordnungen die nach obigen Richtlinien zweckmäßigen Schwingungsformen gewählt werden, ergeben sich sehr große Rollbahn- und Bolzendurchmesser, die sich konstruktiv kaum verwirklichen lassen. Sollte das oben erwähnte Pendel beispielsweise auf die 3,5. und 4,5. Ordnung abgestimmt werden, dann wäre ein Bolzen von nahezu 120 mm Dmr. erforderlich. Ein Bolzen gleicher Größenordnung müßte auch z. B. bei einer Abstimmung auf die 4,5. und 6. Ordnung verwendet werden. In den meisten Fällen dürfte sich aber ein solcher Bolzen bei den gegebenen konstruktiven Verhältnissen gar nicht unterbringen lassen.

Das Anwendungsgebiet des Pendels mit zwei Freiheitsgraden muß sich daher auf Ordnungen beschränken, die genügend weit voneinander entfernt liegen, wie z. B. 2. und 4,5. Ordnung oder 3,5. und 7. Ordnung usw.

a) Versuchsanordnung.

Das praktische Verhalten und die Wirksamkeit eines solchen Pendels mit zwei Freiheitsgraden sollten auf dem Dämpferprüfstand durch Messungen erfaßt werden. Das Pendel war auf die 3,5. und 7. Ordnung abgestimmt (Bild 26), das System wurde ebenfalls mit der 3,5. und 7. Ordnung erregt. Die Erregung wurde an Masse II in das System eingeleitet. Es konnten drei verschiedene Erregerstärken eingestellt werden, so daß an den Resonanzstellen des Vergleichssystems (System mit festen Gegengewichten) $n_{krit(7)} = 515$ U/min und $n_{krit(3,5)} = 1030$ U/min folgende Erregermomente wirkten:

Erregereinstellung	Erregermoment (mkg)	
	7. Ordn. bei $n = 515$	3,5. Ordn. bei $n = 1030$
a	4,5	5,65
b	14,1	15,85
c	20,0	20,5

Die Meßläufe wurden bei trockener Reibung zwischen Bolzen und Laufbahnen des Pendels durchgeführt, da eine Vorabrechnung der Ausschläge (siehe Abschnitt b) die Möglichkeit des Rutschens bei Schwingungsform II ergab. Ein Vergleichslauf mit geschmierten Rollflächen sollte diese theoretischen Erkenntnisse bestätigen.

b) Pendelausschlag. Rutschen des Pendels.

Die Ausschläge des Pendels bei Schwingungsform I lassen sich genau so wie die eines Bifilarpendels errechnen. Die Relativverschiebung des Pendelkörpers gegen die Wange beträgt bei exakt abgestimmten Pendel:

$$\alpha = \frac{M_E}{m_p(L+l)\Omega^2}$$

Darin bedeuten

- M_E = Erregermoment,
- m_p = Pendelmasse,
- Ω = Erregerfrequenz.

Bei unserem Beispiel ergeben sich bei den verschiedenen Erregereinstellungen folgende Ausschläge:

	Erregermoment 7. Ordn. (mkg)	Ausschlag α (mm)
a	4,5	0,38
b	14,1	1,2
c	20,0	1,7

Sie sind infolge der quadratisch wachsenden Erregung im ganzen Drehzahlbereich gleich groß. Der maximal mögliche Ausschlag (90° Winkeldrehung) ist gleich der Pendellänge $l = 3$ mm. Da die exakte Abstimmung praktisch kaum zu erreichen ist (Herstellungstoleranzen!) ist mit einer Vergrößerung des Ausschlags in Resonanznähe zu rechnen, der entsprechend Kapitel III. beim Dämpferprüfstand den 6-fachen Wert des errechneten erreichen kann. Unter diesen Umständen ist schon bei Erregereinstellung b, bestimmt aber bei Stellung c, mit einem Anschlagen bzw. einem unruhigen Arbeiten des Pendels zu rechnen.

Bei Schwingungsform II ergibt sich aus der Gleichgewichtsbedingung zwischen Erregermoment und Massendrehmoment für den Winkelausschlag des Pendels um seinen Schwerpunkt

$$\alpha = \frac{M_E}{\Theta \Omega^2} \text{ [rad]}$$

für den Fall exakter Abstimmung.

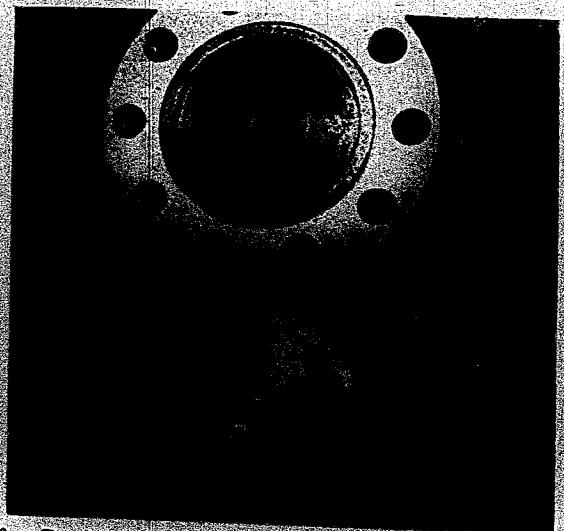


Bild 26. Pendel mit 2 Freiheitsgraden. Versuchsausführung am Dämpferprüfstand.

7647

Darin bedeutet Θ das Massenträgheitsmoment des Pendels um seinen Schwerpunkt. Der Rollenbolzen macht dabei einen Winkelausschlag um den Mittelpunkt der Rollbahn in der Kurbelwange von

$$\varepsilon = \alpha \cdot \frac{R}{l} \text{ [rad] (s. Bild 25).}$$

Dabei ist reines Abrollen ohne Rutschen vorausgesetzt.

Für α und ε errechnen sich bei den verschiedenen Erregereinstellungen folgende Werte:

	Erregermoment 3,5. Ordn. (mkg)	Winkelausschlag (°)	Rollbolzenausschlag (°)
a	5,65	0,71	9
b	15,85	2	25,2
c	20,5	2,58	32,6

Während bei Schwingungsform I sämtliche Kraftwirkungslinien senkrecht auf Rolle und Rollbahn stehen, ein Rutschen daher ausgeschlossen ist, müssen die Berührungslinien von Rolle und Rollbahn bei Schwingungsform II starke Kräfte in tangentialer Richtung übertragen, s. Bild 25. Das ist aber nur möglich, wenn der Reibungswinkel ϱ größer als der Bolzenausschlagswinkel ε ist.

Für trockene Reibung von Stahl auf Stahl ist der Reibungskoeffizient höchstens gleich 0,15. Das entspricht einem Reibungswinkel (in \angle°) $\varrho = 8,6^\circ$.

Damit dürfte das Pendel schon bei der schwachen Erregereinstellung a zum Rutschen neigen. Bei stärkerer Erregereinstellung b und c) muß es sicher rutschen.

c) Meßergebnisse.

Die ersten Meßläufe wurden bei der Erregereinstellung a vorgenommen. Bei blockiertem Pendel (festes Gegengewicht) erhält man die ausgezogene Resonanzkurve des Vergleichssystems mit den ausgeprägten Resonanzstellen der 7. und 3,5. Ordnung, s. Bild 27.

Nach Freigabe des Pendels verläuft die Ausschlagskurve nach dem im Schaubild gestrichelt eingezeichneten Linienzug. Die Resonanz 7. Ordnung ist völlig abgebaut, die Restausschläge betragen an dieser Stelle nur noch 3,8% der ehemaligen Resonanzspitze. Die Resonanz 3,5. Ordnung wurde jedoch nur auf 19,6% ihres ursprünglichen Wertes verkleinert. Die stroboskopische Beobachtung zeigte, daß das Pendel bei Annäherung an diese Resonanzstelle sich stetig immer mehr um seinen Mittelpunkt nach einer Seite zu drehte, bis es zum Anliegen an den Kurbelschenkel kam, worauf ein ratterndes Geräusch hörbar wurde. Es ist möglich, daß der Schwerpunkt des Pendels nicht genau mit dem Mittelpunkt der Laufbahnbohrung zusammenfällt. Sobald nun die Reibung zwischen Bolzen und Rollbahn zu gering wird, um die bei Schwingungsform II tangential zu den Laufbahnflächen auftretenden Kräfte zu übertragen, wird der Schwerpunkt allmählich immer mehr nach außen zu wandern suchen. Diese Bewegung wird unterstützt, durch die Wirkung der Corioliskräfte des hin und her schwingenden Bolzens, die beim Schwingungshingang (im Drehsinn des Systems) den Druck zwischen Rolle und Rollbahn verstärken und seine Richtung der Normalen nähern, während sie beim Schwingungsrückgang in entgegengesetztem Sinne wirken und damit das Rutschen unterstützen. Damit dürfte die eigentümliche stetige Drehung des Pendelkörpers in Resonanznähe 3,5. Ordnung erklärt sein.

Um diese Drehung zu verhindern, wurde der Pendelkörper durch ein Paar Zugfedern nach der Nahe zu abgefangen; Bild 26. Die Federsteifigkeit dieser Federn ist so gering, daß die Teilfrequenzen des Pendels in keiner Weise beeinflusst werden. Ein Lauf mit dieser Anordnung ergab die in Bild 27 strichpunktiert eingezeichnete Ausschlagskurve. An der guten Tilgung der Resonanz 7. Ordnung hat sich nichts geändert. Die Resonanzkuppe 3,5. Ordnung wurde jedoch noch weiter, und zwar auf 9,5% ihres Wertes abgebaut. Das Pendel kam nicht mehr zum Anschlagen und lief geräuschlos.

Bei Erhöhung des Erregerdrehmomentes (Erregereinstellung b) ergaben die entsprechenden Meßläufe die in Bild 28 eingetragenen Ausschlagskurven. Auch hier blieb von der Resonanz 7. Ordnung kaum mehr etwas übrig, dagegen wurde die Resonanz 3,5. Ordnung nur unwesentlich verkleinert. Das Pendel war nahezu wirkungslos, es stellte sich schräg ein, kam am Kurbelschenkel zum Anliegen und ratterte sehr stark. Nach Anbringen der Federverspannung besserten sich die Verhältnisse. Das Anschlagen des Pendels wurde verhindert und die Resonanz 3,5. Ordnung konnte immerhin auf 18,4% abgebaut werden. Es ist jedoch klar zu erkennen, daß, je größer die Neigung zum Rutschen wird, desto schlechter die Tilgungswirkung des Pendels ist. Das zeigt deutlich Bild 29, in dem die Meßergebnisse bei starker Erregung (Stellung c) aufgetragen sind. Ohne Federverspannung konnte die Resonanz 3,5. Ordnung überhaupt nicht mehr durchfahren werden, da das dauernd anschlagende Pendel ein außerordentlich starkes Geräusch von sich gab und Schäden befürchtet werden mußten. Bei verspanntem Pendel konnte noch eine einigermaßen dämpfende Wirkung der Anordnung festgestellt werden. Die ursprüngliche Resonanz wurde auf 42% abgebaut. Auch in der Resonanz 7. Ordnung ratterte das Pendel leicht. Die Tilgungswirkung war nicht mehr so gut wie bei den Läufen mit kleiner Erregung. Damit sind die theoretischen Überlegungen (Abschnitt b) bestätigt. Die Ausschlagsmöglichkeit des Pendels für Schwingungsform I ist bei so großer Erregung tatsächlich zu klein, während sich die Schwingungsform II infolge Rutschens des Bolzens überhaupt nicht mehr richtig ausbilden kann.

Ein Vergleichslauf mit geschmierten Laufbahnen zeigte noch deutlicher den Einfluß der Reibung bei der Schwingungsform II auf die Wirksamkeit des Pendels. Schon bei der kleinen Erregung (Stellung a) war die Schwingungsform II nicht mehr möglich, eine dämpfende Wirkung konnte zwar noch festgestellt werden. Die Resonanzkuppe der geschmierten Anordnung betrug aber noch 38,5% der ehemaligen Resonanzspitze gegenüber 9,5% bei trockener Reibung.

Das Ergebnis der Untersuchungen ist folgendes:

Bei der Auslegung eines Pendels mit zwei Freiheitsgraden ist aus konstruktiven Gründen die niedrigere der beiden Abstimmordnungen auf die Schwingungsform II (Drehbewegung), die höhere auf die Schwingungsform I (Translationsbewegung) abzustimmen. Die beiden Erregerordnungen, die das Pendel bekämpfen soll, müssen genügend weit auseinanderliegen. Zwei benachbarte Ordnungen machen nämlich sehr große Bolzen- und Bohrungsdurchmesser erforderlich, die sich konstruktiv in den üblicherweise zur Verfügung stehenden Räumen schlecht verwirklichen lassen.

Die Messungen zeigen die gute Tilgungswirkung des Pendels bei der auf die Schwingungsform I abgestimmten

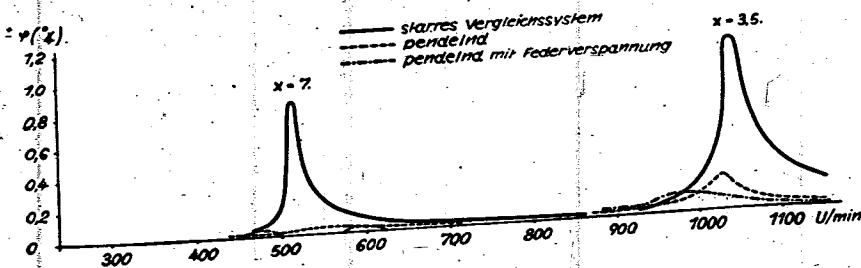


Bild 27. Drehschwingungsausschläge des Dämpferprüfstandes ohne und mit Pendel mit 2 Freiheitsgraden bei Erregung 3,5. und 7. Ordnung Erregereinstellung a, trockene Reibung.

Für die Rollbolzen und die Buchsen mit den Rollbahnen wurden die Fliegwerkstoffe 1407.4 und 1408.4 mit einem Einsatz von 0,8 bis 1 mm verwendet. Die Buchsen für die Abstimmung $q = 4,5$ konnten vollkreisgeschliffen werden, während diejenigen für die Abstimmung $q = 2$ nieren- oder herzförmig geschliffen werden mußten, da sonst der Buchsenummesser zu groß geworden wäre, Bild 30. Zum Vergleich wurden einige Buchsen außerdem aus Werkstoff 1255.6 (Kugellagerstahl) angefertigt, während die zugehörigen Bolzen aus Nitrierstahl N 42 mit 0,3 bis 0,4 mm Einsatztiefe hergestellt wurden.

Die seitliche Führung des Pendels übernahmen Gleitschienen aus Lagermetall. Die Rollbolzen wurden in verschiedenen Ausführungen gefertigt, Bild 30.

Die Erprobung der einzelnen Versuchsausführungen erfolgte in normalen Dauerläufen von 50 bis 120 h oder in kürzeren (bis 20stündigen) Überlast- und Schleuderläufen.

Das Ergebnis war folgendes:

Bei den auf die 4.5. Ordnung abgestimmten Pendeln waren Rollbolzen und Rollbahnen einwandfrei gelaufen. Bei den Pendeln 2. Ordnung haben die Bolzen und Buchsen in keinem Falle der Beanspruchung standgehalten. Sie liefen blau an und platzten an einigen Stellen aus. Der Bolzen aus Nitrierstahl erwies sich infolge der dünnen Einsatzschicht als besonders ungeeignet.

Auf Grund dieser Ergebnisse wurde für weitere Ausführungen von Pendeln mit Bolzenaufhängung die höchstzulässige Flächenpressung nach Hertz auf $k = 10000 \text{ kg/cm}^2$ festgesetzt. Dieser Wert berücksichtigt hierbei die dieser Konstruktionsart eigentümliche Erhöhung der Flächenpressung an den Kanten der Laufbahnen. Als Werkstoff für Bolzen und Rollbahnen sind Kugellagerstahl und Einsatzstahl mit großer Einsatztiefe gleich gut geeignet. Die seitliche Führung der Pendel mittels Gleitschienen aus Lagermetall (Zinnbronzen, Bleibronzen, Aluminiumbronzen usw.) bei einem Gesamtspiel von 0,4 bis 0,5 mm erwies sich als betriebssicher.

Diese Erprobungsergebnisse gelten für normale Betriebsbedingungen. Bei einem anderen Motormuster, dem schon oben erwähnten 30-1-9-Zylinder-Sternmotor, der ebenfalls mit einem Pendel 4.5. Ordnung nach der Tragbolzenkonstruktion ausgerüstet war, ergab sich die Gelegenheit, die Haltbarkeit dieses Pendels während eines Laufes unter ungünstigen Schmierungsverhältnissen zu prüfen.

Die Linienbelastung betrug $p = 150 \text{ kg/mm}$ bei $n = 250 \text{ U/min}$.

die Schmierung war $q = 0,12 \text{ cm}^{-1}$,
die Flächenpressung war $k = 8200 \text{ kg/cm}^2$.

Das Pendel hatte zuerst über 150 h anstandslos ausgehalten, Bolzen und Rollbahnen waren einwandfrei. Daraufhin machte es einen Dauerlauf von weiteren 100 h mit, bei dem kein Ölwechsel stattfand. Verbrauches Öl wurde lediglich nachgefüllt. Das verwendete Öl neigte sehr zu Schlamm- und Schmutzbildung. Nach der Demontage zeigte sich, daß der Motor außerordentlich stark verschmutzt war. In den Laufbahnbohrungen des Pendels hatten sich Ölrückstände abgelagert, die Buchsen und Bolzen waren an einigen Stellen ausgeplatzt und hatten ein allgemein schlechtes Laufbild. Außer den Pendeln hatten auch die Hubzapfenbuchse und die Hubzapfenbohrung im Hauptpleuel gelitten. Die Beschädigungen sind auf die ungewöhnliche Verschmutzung und ungenügende Schmiering zurückzuführen.

Erprobung des Bifilarpendels mit Druckrollenlagerung.

Die Versuche mit dem auf die 2. Ordnung abgestimmten Pendel mit Bolzenaufhängung hatten gezeigt, daß zur Einhaltung der höchstzulässigen Linienbelastung $k = 10000 \text{ kg/mm}^2$ entweder die tragende Laufbahnbreite b vergrößert oder die Schmiegunq verkleinert werden muß. Bei der Tragbolzenkonstruktion kann jedoch die Größe b nicht mehr vergrößert werden. Sie ist für jeden Rollbolzen höchstens halb so groß wie seine Länge. Man müßte also bei niedrigen

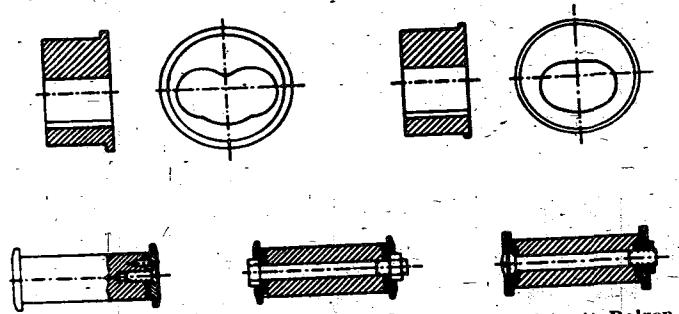


Bild 30. Rollbahnen und Rollbolzen von Bifilarpendeln mit Bolzenaufhängung niedriger Abstimmungsordnung.

Abstimmordnungen Bolzen und Rollbahn so groß wählen, daß die Schmiegunq q genügend klein wird. Das ist aber konstruktiv nur in beschränktem Maße möglich. BMW-Spandau entwickelte daher besonders für Abstimmordnungen $q \leq 2$ die sog. Druckrollenlagerung, Bild 13. Der pendelnde Teil des Gegengewichtes ruht auf zwei glatten Rollen, die von einer mit der Kurbelwange fest verbundenen Brücke getragen werden. Dadurch kann die Rollbahnbreite gegenüber der Bolzenaufhängung nahezu verdoppelt werden. Die Rollen sind lediglich auf Druck beansprucht. Es tritt keine Biegung mehr auf, wie bei den Tragbolzen der klassischen Pendelform. Dadurch entfallen auch die zusätzlichen Kantenpressungen. Die erste Druckrollenkonstruktion, ein auf die 1. Ordnung abgestimmtes Pendel, kam in einem Sondertriebwerk zum Einsatz.

Die Linienbelastung betrug bei einer Höchstdrehzahl von $n = 2300 \text{ U/min}$

$$p = 49 \text{ kg/mm.}$$

Die übrigen Konstruktionsdaten waren

$$q = 0,76,$$

$$k = 11700 \text{ kg/cm}^2.$$

Die Flächenpressung war also ein wenig höher als der für Bolzenaufhängung zugelassene Wert. Infolge der durch die Eigenart der Konstruktion möglich gewordenen niedrigen Linienbelastung konnte die Schmiegunq sehr groß gemacht werden, d. h. es konnten Rollen von ziemlich kleinem Durchmesser ($d = 20 \text{ mm}$) verwendet werden. Das ermöglichte es überhaupt erst, ein Pendel in dem zur Verfügung stehenden Raum an einem gegebenen Schenkel anzubauen. Nach Überwindung einiger Schwierigkeiten, die in der genauen Ausrichtung der gestellten Rollbahnflächen bestanden, hat das Pendel bis heute alle Läufe darunter einen 100-h-Dauerlauf anstandslos ausgehalten. Auf eine Besonderheit dieser Konstruktion soll noch hingewiesen werden. Infolge der sehr schwachen Krümmung der Rollbahnen befürchtete man ein Schiefstellen der Druckrollen. Daher wurden die Rollen mittels einer Laschenkonstruktion, die BMW patentiert wurde, zwangsläufig geführt.

Ein weiteres Druckrollenpendel kam in dem ebenfalls erwähnten 30-1-9-Zylinder-Sternmotor zum Einbau und zur Erprobung, Bild 31. Die Konstruktionsdaten waren folgende:

$$\begin{aligned} \text{Abstimmung } q &= 2, \\ \text{Linienbelastung } q &= 87,5 \text{ kg/mm (bei } n = 2500 \text{ U/min),} \\ \text{Schmiegunq } q &= 0,322 \text{ cm}^{-1}, \\ \text{Flächenpressung } k &= 10250 \text{ kg/cm}^2. \end{aligned}$$

Im Gegensatz zu dem oben angeführten Pendel 1. Ordnung, das als Behelfskonstruktion an eine gegebene Kurbelwange gebaut werden mußte, konnte dieses Pendel von vornherein freizügig konstruiert werden. Es besteht aus drei Teilen, dem Pendeloberteil, das mittels zweier Rollen auf der Brücke ruht, und dem wannenförmigen Pendelunterteil, das die ganze Konstruktion umschließt. Auf eine zwangsläufige Führung der Rollen durch Laschen sowie auf seitliche Gleitschienen wurde verzichtet. Diese Maßnahmen erwiesen sich als richtig. Die Laufbilder zeigten, daß die Rollen genau parallel liefen. Die Seitenführung zwischen eingesetzter Brücke und



Bild 31. Bifilarpendel mit Druckrollenlagerung. Geschlossene Wannenkonstruktion.

weicher Wannenseitenwand war einwandfrei, lediglich die Rollkanten hatten sich etwas in diese Wand eingearbeitet. Darauf wurden die Rollseitenflächen gewölbt ausgebildet und die Schwierigkeit war behoben.

Nach 150 h Laufzeit waren die Rollen und Rollbahnen in völlig einwandfreiem Zustand. Anschließend machte das Pendel denselben 100-h-Lauf unter erschwerten Schmierungsbedingungen mit, wie das schon beschriebene Pendel 4,5. Ordnung mit Bolzenaufhängung.

Auch hier waren die Laufbahnen stark verschmutzt. Die Bohrungen, die aus einer kleinen Vertiefung im Pendeloberteil das Schleuderöl den Rollflächen zuführen sollten, sowie die Bohrung, durch die dieses Öl aus der Wanne abfließen sollte, waren völlig verstopft. In der Wanne selbst hatte sich eine dicke Schlammkruste abgelagert. Trotzdem sahen die Rollen und Bahnen bedeutend besser aus als beim Pendel mit Bolzenaufhängung. Sie zeigten teilweise Lebestellen, auch war infolge der ungenügenden Schmierung und des schlechten Wärmeabflusses die Rockwellhärte der Rollen von $HR = 62$ bis 65 auf 58 bis 59 abgefallen, aber sie waren nirgends ausgeplatzt, wie dies beim Pendel 4,5. Ordnung sehr stark der Fall war. Als Abhilfemaßnahme wurde Frischölschmierung vorgesehen. Das Öl wurde durch Bohrungen in der Kurbelwange auf die Laufflächen gespritzt. Auf die Schleuderölaufzufuhr wurde verzichtet. Nach Einführung dieser Änderungen sind keine Beanstandungen mehr aufgetreten.

Auf Grund dieser Erfahrungen wurde das Pendel 4,5. Ordnung umkonstruiert und als Druckrollenpendel desselben Typs ausgebildet. Die Konstruktionsdaten waren folgende:

- Linienbelastung $p = 83 \text{ kg/mm}$,
- Schmiegung $q = 0,26 \text{ cm}^{-1}$,
- Flächenpressung $k = 9000 \text{ kg/cm}^2$.

Das Pendel kam jedoch nicht mehr zum Einsatz, so daß keine Erprobungsergebnisse vorliegen.

Die Werkstoffe waren in allen Fällen für die Rollen 1255.6 (Kugellagerstahl), für Rollbahnen (d. h. für Brücke und Pendeloberteil) 1208.4 (Cr-Mn-Einsatzstahl).

d) Lebensdauer der Pendellagerung.

Parallel zu diesen motorischen Versuchen wurden im Auftrag von BMW-Spandau beim Forschungsinstitut für Kraftfahrwesen und Fahrzeugmotoren in Stuttgart (FKFS) zusätzliche Untersuchungen über die Lebensdauer von Druckrollenlagerungen für Fliehkraftpendel durchgeführt. Auf einer besonderen Prüfmaschine wurden Laufbahnprüfstände und Druckrollen mit verschiedenen Schmiegungswerten einer Belastung bei dauerndem Hin- und Herrollen unterzogen, bis eine Ermüdung (Ausbröckelung) der Laufbahnflächen eintrat. Die motorischen Verhältnisse waren damit gut nachgeahmt. Beim Motor sind jedoch noch die Einflüsse schlechter Schmierung und der Verschmutzung zu berücksichtigen. Die Versuche zeigten, wie zu erwarten war, die Abhängigkeit der Lebensdauer von der Schmiegung einerseits und von der Höhe der Linienbelastung anderer-

seits. Hierbei hängen bei konstanter Schmiegung Lebensdauer und Linienbelastung wie folgt zusammen:

$$\frac{L}{L_0} = \left(\frac{p_0}{p}\right)^{2,4}$$

L ist die Anzahl der Überrollungen (Lastwechsel),
 p der spezifische Rollendruck.

Der Index 0 bezeichnet durch Versuch ermittelte Bezugswerte.

Bei gleicher Linienbelastung wächst die Lebensdauer mit kleiner werdender Schmiegung in dem praktisch interessierenden Bereich $q = 0,8$ bis $0,1$ ungefähr nach einer kubischen Parabel.

Beide Gesetze wurden nun zu einer Formel zusammengefaßt, die die zulässige Linienbelastung angibt in Abhängigkeit von der Schmiegung und der Pendelabstimmung unter folgender Voraussetzung:

Die Lebensdauer des Pendels soll 1000 h betragen bei einer Drehzahl von $n = 2500 \text{ U/min}$.

Damit wird:

$$p_{zul} = \sqrt[2,4]{\frac{83\,000 + 588\,000(1 - q)^2}{q}} \text{ [kg/mm].}$$

In Bild 32 ist die zulässige Linienbelastung p_{zul} über der Schmiegung mit dem Parameter q aufgetragen. Gleichzeitig ist zum Vergleich die Abhängigkeit der Linienbelastung von der Schmiegung nach der Hertzschen Gleichung für eine Flächenpressung $k = 10\,000 \text{ kg/cm}^2$ eingezeichnet. Es fällt auf, daß der Einfluß der Schmiegung auf die Belastbarkeit bei der Hertzschen Formel viel stärker ist als bei den Versuchsergebnissen des FKFS. Ferner ist zu beachten, daß der zulässige Flächenpressungswert nach Hertz ($k = 10\,000 \text{ kg/cm}^2$) ohne Rücksicht auf Lebensdauerverhältnisse ermittelt wurde. Der Einfluß der größeren Anzahl von Überrollungen bei höheren Abstimmordnungen ist hierbei nicht erfaßt. Dagegen zeigen die Versuche des FKFS, daß die Abstimmung q als Parameter der in Bild 32 gezeichneten Kurvenschar die zulässige Belastung wesentlich bestimmt.

Die bei BMW-Spandau bisher gebauten und geprüften Pendelausführungen sind ebenfalls in dieses q - p -Diagramm eingetragen und erlauben eine Kritik darüber, ob und welche der beiden Auslegungformeln den Verhältnissen beim Motor gerecht wird.

Zunächst ist festzustellen, daß die etwas willkürlich erscheinende Voraussetzung für die formelmäßige Verarbeitung der FKFS-Versuchsergebnisse, nämlich die Annahme einer 1000stündigen Soll-Lebensdauer bei Startdrehzahl, recht gut in die Größenordnung des zulässigen k -Wertes nach Hertz und der bisher gebauten Pendel paßt.

Die beiden Pendelausführungen 4,5. Ordnung mit Bolzenaufhängung (a und b) liegen beide unter der Grenzlinie $k = 10\,000$ (nach Hertz) und nur um wenig über der p_{zul} - q -Funktion mit dem Parameter $q = 4,5$ (nach FKFS). Beide Pendel haben unter normalen Betriebsbedingungen zu keinerlei Schwierigkeiten Anlaß gegeben.

Anders das Pendel 2. Ordnung (c), das ebenfalls die klassische Bolzenaufhängung besitzt. Es liegt auch nur um einiges über der p_{zul} - q -Kurve für $q = 2$ (nach FKFS) aber außerdem noch erheblich über der $k = 10\,000$ -Grenze. Bei diesem Pendel gingen trotz sorgfältiger Werkstoffauswahl und Fertigung Bolzen und Laufbahnen zu Bruch.

Interessant sind die Verhältnisse bei einem Druckrollenpendel 1. Ordnung (d), das einen sehr hohen q -Wert besitzt. Es liegt relativ beträchtlich über der Grenzlinie $k = 10\,000$, andererseits jedoch weit unter der der Abstimmung $q = 1$ entsprechenden p_{zul} - q -Kurve. Dieses Pendel gab zu keinerlei Beanstandungen Anlaß.

Eine weitere Druckrollenausführung (e), die auf die 2. Ordnung abgestimmt war, liegt an der Grenzkurve und ziemlich weit unter der p_{zul} - q -Linie für $q = 2$. Diese Konstruktion hat sich selbst unter schwierigsten Betriebsbedingungen verhältnismäßig gut gehalten und war im normalen Betrieb völlig einwandfrei.

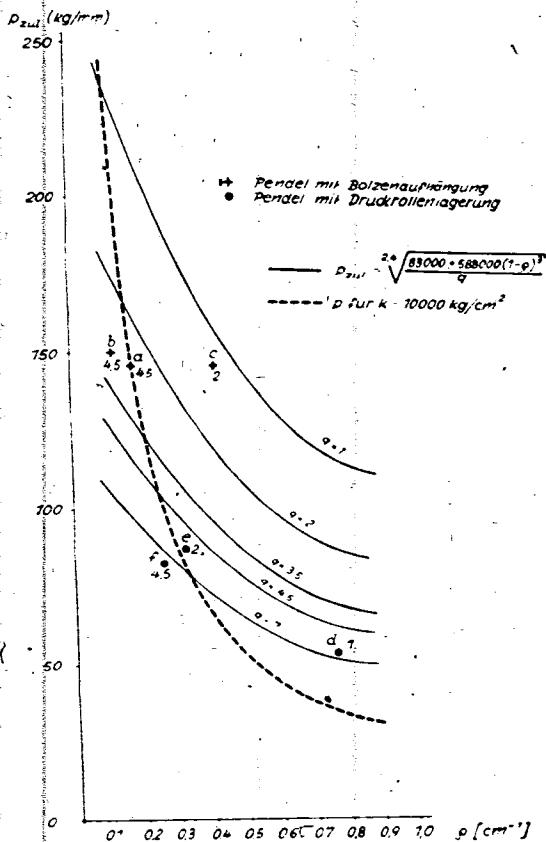


Bild 32. Zulässiger spezifischer Rollendruck in Abhängigkeit von der Schmiegunq nach Lebensdauerersuchen des FKFS.

Dagegen hat die Lagerung des Pendels *b* (Bolzenaufhängung), die sonst betriebssicher war, bei denselben ungünstigen Bedingungen (schlechte Schmierung, Verschmutzung) völlig versagt.

Zusammenfassend ist auf Grund des Verhaltens von ausgeführten Pendeln im motorischen Dauerbetrieb zur Frage der Auslegung folgendes zu bemerken:

1. Druckrollenpendel können höher belastet werden als Pendel mit Bolzenaufhängung. Sie besitzen außerdem bessere Notlaufeigenschaften.
2. Die Auslegung einer Neukonstruktion auf Grund der Flächenpressung ($k = 10000$ für Bolzenaufhängung, $k \sim 12000$ für Druckrollenlagerung) ergibt für hohe Werte von q ($0,5 < q < 0,9$) zu niedrige zulässige

Linienbelastungen p_{zul} . Im Bereich kleiner Schmiegunqswerte erscheinen diese zulässigen spezifischen Rollendrucke jedoch als zu hoch, besonders mit Rücksicht auf mögliche Notlaufbedingungen.

3. Bei einer Auslegung nach den Versuchsergebnissen des FKFS würden die Verhältnisse gerade umgekehrt liegen. Hier erscheinen die zulässigen Rollendrucke (p_{zul}) für mittlere bis hohe q -Werte und niedrige Abstimmordnungen als zu hoch und für niedrige q -Werte und hohe Abstimmordnungen als etwas zu niedrig.

Diese Erfahrungstatsachen müßte man also bei einer Pendelneukonstruktion folgendermaßen berücksichtigen. Man vermittelt bei gegebener Abstimmung q zwischen der Grenzkurve $k = 10000$ (bzw. $k = 12000$ für Druckrollenlagerung) und der p_{zul} - q -Kurve mit Parameter q , wobei man sich vernünftigerweise mehr der jeweils unteren Kurve nähert. Dies letztere wird vor allem bei den sehr niedrigen Abstimmordnungen von Vorteil sein. Eine derartige Auslegungsmethode dürfte die unter idealen Verhältnissen gewonnenen Untersuchungsergebnisse des FKFS in dem Sinne korrigieren, daß sie für die wirklichen Verhältnisse im Motor anwendbar werden.

VII. Schrifttum.

- [1] E. S. Taylor, Eliminating Crankshaft Torsional Vibration in Radial Aircraft Engines. SAE-Journal (1936), März.
- [2] Les Amortisseurs dynamiques de Vibrations des moteurs Hispano-Suiza. Druckschrift der Firma Hispano-Suiza.
- [3] Technical Review Sulzer (1938) Nr. 1.
- [4] I. Delsuc, Amortisseurs dynamiques de vibrations. L'Air (1939) Nr. 463, S. 125.
- [5] Behrmann, Drehschwingungsuntersuchung des Wright-Cyclone-Motors SGR 1820 F 3. Nicht veröffentlichter Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.
- [6] A. Stieglitz, Beeinflussung von Drehschwingungen durch pendelnde Massen. Jahrbuch 1938 der Deutschen Luftfahrtforschung, S. II 164.
- [7] O. Kraemer, Schwingungstilgung durch angekoppelte Pendel. MTZ (1939) Nr. 1 u. 2.
- [8] R. Lambrich, Das Fliehkraftresonanzpendel. Jahrbuch 1940 der Deutschen Luftfahrtforschung, S. II/70.
- [9] H. Kammerer, Die Eigenfrequenzkurven bei Drehschwingungssystemen mit Fliehkraftpendeln. Jahrbuch 1940 der Deutschen Luftfahrtforschung, S. II 80.
- [10] H. Stumpp u. H. Kammerer, Das einfache Rollenpendel als Drehschwingungstilger. Jahrbuch 1940 der Deutschen Luftfahrtforschung, S. II 92.

Laboratoriumsprüfverfahren für die Schmierölalterung*).

Von Dr. Mayer-Bugström, Berlin.

Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Institut für Betriebsstoffe.

Die Alterung der Motorenöle wirkt sich in dreifacher Weise nachteilig aus: durch Kolbenringfestsitzen, Verschlammung im Kurbelgehäuse und Rückstandsbildung auf Kolben und Ventilen. Die Alterungsverfahren können, je nach den Versuchsbedingungen, den einen oder anderen dieser Vorgänge bevorzugt erfassen. Zweck der Arbeit war es, die vorhandenen Alterungsverfahren nach diesen Gesichtspunkten zu gruppieren und die wichtigsten der für Flugmotorenöle gebräuchlichen Verfahren kurz zu besprechen und Erfahrungen darüber mitzuteilen.

Gliederung.

- I. Grundsätzliches zur Laboratoriumsalterung in Prüfgeräten
- II. Oxydative Veränderung und Ringstecken.
- III. Oxydative Veränderung und Verschlammung.
- IV. Oxydative Veränderung und Rückstandsbildung.
- V. Zusammenfassung.
- VI. Schrifttum.

I. Grundsätzliches zur Laboratoriumsalterung in Prüfgeräten.

In Zahlentafel 1 sind die Versuchsbedingungen zusammengestellt, welchen die Öle bei verschiedenen Alterungsverfahren unterworfen werden. Vergleicht man sie mit den Verhältnissen, denen die Öle beim Motorbetrieb ausgesetzt

*) G 35.

sind, so sind große Unterschiede festzustellen. Vor allem sind die Alterungstemperaturen im Vergleich zu den am Kolben herrschenden Temperaturen meist viel niedriger. Reiner Sauerstoff wirkt auf die Öle beim praktischen Betrieb natürlich nicht ein und die Luft nicht in der Form, wie bei einigen Alterungsverfahren, die Luftblasen in dem erhitzten Öl aufsteigen lassen. Ferner kommt das Öl beim Betrieb nur mit Metallen in Berührung, während die Alterungsverfahren meist mit Glasgefäßen arbeiten. Die einzelnen Verfahren unterscheiden sich auch voneinander sehr wesentlich in allen Versuchsbedingungen, wenn auch ein gewisses Verhältnis besteht, wie zwischen Zeit und Temperatur. So zeigt sich in der Reihenfolge der mit Luft als Oxydationsmittel arbeitenden Verfahren: des französischen, des englischen und des DVL- (oder WAC)-Verfahrens: ansteigende Versuchstemperatur und abnehmende Versuchszeit. Der Slight-Test wird zwar bei derselben Temperatur bestimmt, die auch das Air-Ministry-Verfahren anwendet, kann aber wegen des Arbeitens in Sauerstoffatmosphäre mit einer viel geringeren Versuchszeit auskommen. Beim Verfahren nach Evers und Schmidt ist sowohl die Oxydationszeit als auch die Temperatur noch geringer als beim Slight-Test; dafür arbeitet das Verfahren aber nicht nur in Sauerstoffatmosphäre, sondern breitet die Öle auch noch in dünner Schicht auf einer Kontaksubstanz aus. Die Verfahren gleichen also die Schärfe der einzelnen Oxydationsbedingungen teilweise untereinander aus. Damit soll selbstverständlich nicht gesagt sein, daß die nach den einzelnen Verfahren gealterten Öle auch nur annähernd dieselben Eigenschaften zeigen müßten. Im Gegenteil wird immer wieder darauf hingewiesen, daß schon eine geringe Änderung der Versuchsbedingungen die Alterungsbeständigkeit erheblich verändern kann. Wie sich die vergleichende Bewertung von Ölen durch Veränderung der Versuchsbedingungen auch unter Anwendung desselben Verfahrens (Noack) verschieben kann, sei an einem Beispiel von Marder [10] gezeigt (s. Bild 1). Hier sind die nach Alterung unter verschiedenen Prüfbedingungen gemessenen Asphalt- + Harzwerte der untersuchten Öle nebeneinander aufgetragen und die bei Alterung unter gleichen Bedingungen erhaltenen Harz + Asphaltwerte miteinander verbunden. Die sich dabei für die einzelnen Prüfweisen ergebenden Linien laufen in keinem Falle parallel oder proportional zueinander. Aber nicht nur

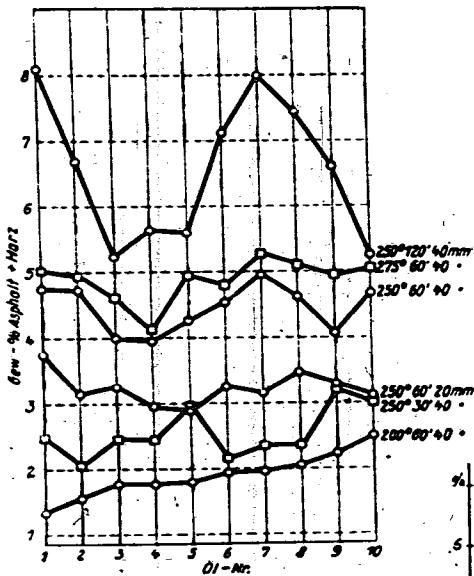
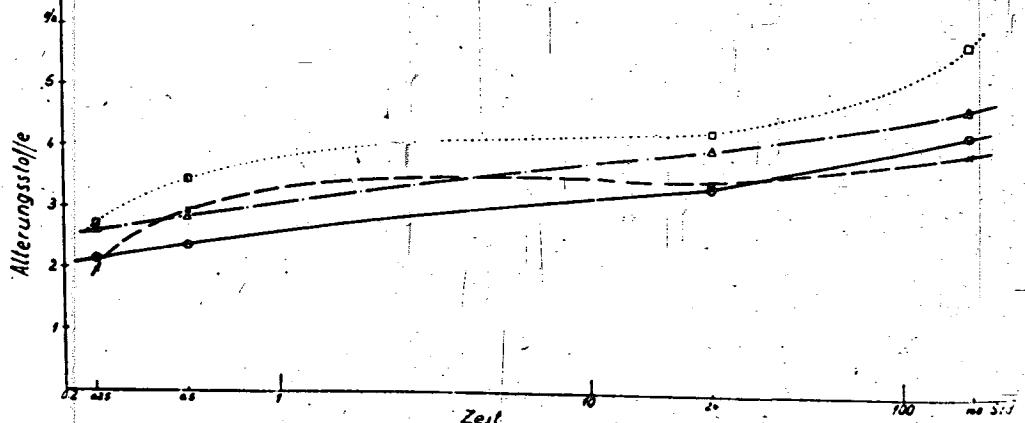


Bild 1 (oben). Asphalt- und Harzgehalt von 10 Ölen nach Alterung unter verschiedenen Bedingungen (nach Marder).

Bild 2 (rechts). Gehalt an Alterungsstoffen nach verschiedenem litem Stehen an der Luft (nach Seufert).

- Öl Nr. 1
 - Öl Nr. 2
 - - - Öl Nr. 3
 - Öl Nr. 4
- gealtert nach Noack.



Die Alterungsbedingungen, sondern auch die weiteren Maßnahmen bei der Aufarbeitung (Dauer der Abkühlung, Zeit zwischen der Beendigung des Alterungsvorganges und der Bestimmung der Alterungsstoffe) sind von großem Einfluß auf die gefundene Veränderung des Öles, wie von Seufert [11], ebenfalls an Hand des Noackschen Verfahrens, dargestellt wurde. Wie sich der Gehalt an Alterungsstoffen nach verschiedenem langem Stehen der gealterten Öle ändern kann, zeigt Bild 2 (nach Seufert). Es ist deshalb die Festlegung einer genauen Arbeitsweise notwendig.

Über die Wahl der Alterungstemperatur gehen die Ansichten, wie schon aus der Zusammenstellung der wenigen Verfahren in Zahlentafel 1 ersichtlich, um mehrere 100° C auseinander. Suida [12] nähert die Bedingungen bei der Alterung möglichst dem nachzunehmenden praktischen Fall an. Wo sich die praktischen Verhältnisse nicht genau nachbilden lassen, will Suida sie möglichst übertrieben nachgeahmt wissen. In einer Entgegnung weist Baader [13] darauf hin, daß eine solche Verschärfung der Bedingungen (Verwendung von Sauerstoff statt Luft, erhöhte Temperaturen) zu Fehlschlüssen führen kann. Besser als die Formulierung von Suida dürfte die von Marder [14] gewählte sein, der zwar nicht übertriebene, aber doch die schärfsten im Motor gerade noch auftretenden Bedingungen bei der Alterung solcher Öle für angebracht hält, die den höchsten Anforderungen genügen müssen, wie Flugmotorenöle. Hierbei muß man allerdings in Kauf nehmen, daß manche unter diesen scharfen Bedingungen schlecht bewertete Öle sich unter den normal im Motor herrschenden Verhältnissen besser verhalten. Deshalb läßt Marder auch für den Fall, daß es sich nicht um Prüfung unter Ausnahmebedingungen handelt, die Möglichkeit offen, die bei der Laboratoriums- alterung einzuhaltenen Bedingungen den in der Praxis gefundenen anzugleichen und die Alterungsprüfung so durchzuführen, daß Art und Menge der Alterungsstoffe den im praktischen Betrieb gefundenen Werten entsprechen. Hierbei wird aber zu unterscheiden sein zwischen dem Gesamt-Umlauföl und den örtlich überbeanspruchten Teilen desselben. Nach Kadner [15] sind Mineralöle nach künstlicher Alterung bei Temperaturen über 125° C im Gegensatz zu den praktisch beanspruchten Ölen nicht mehr regenerierbar, da sie durch die ganze Masse hindurch chemisch verändert erscheinen, während es bei dem praktischen Gebrauch nur zu örtlicher Überbeanspruchung kommt, wie in den Kolbenringnuten. Demgemäß geben fast alle Alterungsverfahren einen zu hohen Gehalt an Alterungsstoffen, wenn man das Gesamt-Umlauföl zum Vergleich heranzieht.

während andererseits nur die Verfahren zum Vergleich mit der örtlichen Überbeanspruchung dienen können, die bei ähnlich hohen Temperaturen arbeiten. Zur genaueren Charakterisierung des Alterungsverhaltens der Öle wäre die Feststellung seiner Abhängigkeit von der Temperatur für jedes einzelne erwünscht, ein Verfahren, auf das in verschiedenen Arbeiten (v. Philippovich [16], Marder [14]) bereits hingewiesen wurde, das sich aber wegen seiner Umständlichkeit noch nicht durchgesetzt hat.

Will man die Verfahren, die zur Messung der Ölveränderung dienen, nach ihrer Beziehung zum Motorverhalten gruppieren, so dürfte folgende von Philippovich [16] gegebene Einteilung zweckmäßig sein; sie ist in dieser Arbeit durchgeführt:

Motorverhalten	Laboratoriumsversuche
Kolbenringfestsitzen	Oxydation (Asphaltneubildung und Flüchtigkeitsmessung, Suspension, Asphaltlöslichkeit)
Verschlammung im Kurbelgehäuse	Oxydationsverfahren und Suspensionsfähigkeit, aber auch Verkokungsverfahren
Rückstandsbildung auf Kolben und Ventilen	Verkokungsverfahren (und Reaktionsfähigkeit bzw. Haftfestigkeit)

II. Oxydative Veränderung und Ringstecken.

Das Ringstecken ist wohl in erster Linie, wenigstens beim Flugmotor, durch Veränderungsprodukte des Öles hervorgerufen, nicht aber des Kraftstoffs. Das Öl gelangt aus dem Kurbelgehäuse in den Verbrennungsraum, wird dort oxydiert und führt die Oxydationsprodukte teils gelöst, teils im Öl aufgeschlämmt den Kolbenringnuten zu, wo sie allmählich Ablagerungen bilden [16]. Dieser Auffassung entspricht auch, daß durch erhöhte Frischölzuführung zu den Nuten (verstärkten Verbrauch) das Ringstecken verzögert wird.

Daß die Oxydation vorwiegend im Verbrennungsraum stattfindet, geht u. a. aus den großen Mengen Sauerstoff, die in den Ölkohlen des Verbrennungsraumes gefunden wurden (s. Zahlentafel 2 nach Versuchen der DVL), hervor. Auch Weiß und Maillard [19] sind der Ansicht, daß die Temperatur im Kurbelgehäuse zu niedrig und die Atmosphäre zu arm an O₂ ist, als daß eine nennenswerte Oxydation dort stattfinden könnte. Im Verbrennungsraum da-

Zahlentafel 1. Versuchsbedingungen von Ölalterungsverfahren.

Verfahren	Angewandte Menge g ccm	Versuchszeit h	Temperatur °C	Oxydations- mittel	Metall	Ermittelte Kennzahlen
Verfahren des englischen Luft-Minist. [1, 2] ¹⁾	40	2-6	200	15 Luft/h	---	Erhöhung des spez. Gew., der Viskosität und der Verkokung
Verfahren des französischen Luft-Minist. [3]	200	120	140	Lufsstrom über be- wegtem Öl	Kupfer- streifen	dasselbe, dazu Zunahme des Asphaltgehaltes
Indiana-Verfahren [4]	300	wird ermittelt	172	10 Luft/h	---	Zeit bis zur Bildung von 0,1 und 1% Asphalt und bis zur Erhöhung der Viskosität um 25 %
Slight-Test [5]	10	2 1/2	200	Sauerstoff	---	Asphalt
Cyvers und Schmidt [6]	15,5	1 h 40 min	100	Sauerstoff	Schwer- metalloxyde auf Silicagel	Sauerstoffverbrauch; Zunahme der Säurezahl, der Verseifungszahl, des Asphaltgehaltes
DVL-Schalen-Verfahren [7, 8]	10	4	285 (unkorr. 275)	Luft	---	Flüchtigkeit; Asphalt im Restöl
VAC-Verfahren [9]	10-3,5	5	288 (unkorr.)	Luft	Al-Schale	Benzinunlösliches und Asphalt (Chloroform-lösliches)

¹⁾ Die Zahlen in eckigen Klammern beziehen sich auf das Schriftumsverzeichnis am Ende der Arbeit.

Zahlentafel 2. Zusammensetzung von Ölkohlen aus dem Verbrennungsraum, dem Kolbeninnern und den Ringnuten.

	H %	C %	O %	Asche %	S %
1. Kolbenboden (bleifreie Läufe)	2,52	70,0	27,48	8,42	0,0
	2,5	73,6	23,9	4,9	0,8
	2,5	75,5	22,0	6,9	0,0
	1,7	71,3	27,0	4,6	0,0
3,2	75,4	21,4	14,04		
2. Kolbeninneres	4,60	77,8	17,77	8,83	
3. Umlauföl (zentrifugiert)	4,47	77,8	17,73	40,94	
	2,6	82,8	14,55	3,1	
4. Ringnuten					
Nut. 1	3,35	75,51	21,14	8,96	
2	3,61	75,29	21,10	6,51	
3	3,59	75,03	21,38	14,27	
4	4,38	75,31	20,31	11,14	

gegen tritt — neben thermischer Zersetzung — eine starke Oxydation ein; unvollständige Verbrennung führt zur Bildung harter Kohleabscheidungen. Die Wanderung des anoxydierten Öles vom Verbrennungsraum zu den Ringnuten läßt sich gut an den bei DVL-Versuchen [17] in den Ringnuten gefundenen Bleimengen (bei Verbrennung bleihaltiger Kraftstoffe) verfolgen. Diese zeigen von oben nach unten abnehmende Bleimengen. Auch das Umlauföl enthält Blei, das offenbar mit dem Restöl dorthin gelangt ist.

Es ist die Frage, wie weit an dem Vorgang des Ringsteckens Veränderungsprodukte des Kraftstoffes beteiligt sind. Weiß und Maillard haben auch diese Frage untersucht und nachgewiesen, daß unvollständige Verbrennungsprodukte des Kraftstoffes im Öl gelöst sind, und zwar ungesättigte Verbindungen und Säuren, wie Ameisen- und Essigsäure, sowie Phenole und Aldehyde. Diese Stoffe beteiligen sich zwar infolge ihrer Verharzungsneigung auch am Ringstecken, sollen aber doch nicht die Hauptsache desselben bilden, insbesondere da sie sich nur zum geringsten Teil an der Bildung unlöslicher Stoffe beteiligen. Versuche mit Wasserstoff, Leuchtgas und Benzin als Treibstoffen zeigten, daß die Abscheidungen größtenteils ihren Ursprung in der Oxydation hatten und nicht in Produkten einer unvollständigen Kraftstoffverbrennung. Allerdings gibt es auch Stimmen, die dem Kraftstoff einen wesentlich größeren Anteil an der Rückstandsbildung zuerkennen. So meint Kadmer [20, 21], daß diese überwiegend der unvollständigen Kraftstoffverbrennung entspringe und der gebildete Asphalt und Ruß außerdem vom C: H-Verhältnis des Kraftstoffes abhängt.

Bei der Alterungsprüfung im Laboratorium ist der Kraftstoff ausgeschaltet. Es wird aber notwendig sein, um die Neigung des Öles zum Ringstecken zu prüfen, die sonstigen Versuchsbedingungen so zu wählen, daß sie möglichst den am Kolbenring herrschenden Verhältnissen entsprechen. Als Maß der zu einem Ringstecken führenden Veränderung des Öles unter diesen Bedingungen kommt wohl vor allem die Asphaltbildung in Betracht. Hierbei ist zu berücksichtigen, daß im Laboratorium durch Fällung mit Benzin der Gesamtasphalt bestimmt wird, also auch der öllösliche. Für das Ringstecken ist aber nur der Asphalt von Bedeutung, der im Kolbenring nicht gelöst oder suspendiert bleibt. Das Asphaltlösungsvermögen der Öle ist deshalb von Wichtigkeit, und zwar nicht nur bei einer Temperatur, sondern bei mehreren, da das Öl ja auf seinem Weg zum Verbrennungsraum zum Kurbelgehäuse seine Temperatur verringert und daher je nach der Temperaturabhängigkeit des Asphaltlösungsvermögens größere oder geringere Mengen Asphalt abscheiden kann. Versuche über die Asphaltlöslichkeit wurden in der DVL angestellt, allerdings bisher nur an Frischölen; wie aus Bild 3 zu ersehen, tritt erst ab 100° C bei den meisten Ölen eine nennenswerte Lösung von Asphalt auf, die dann aber bis zu der höchsten gemessenen Temperatur von 250° C ziemlich steil ansteigt [16]. Ähnliches

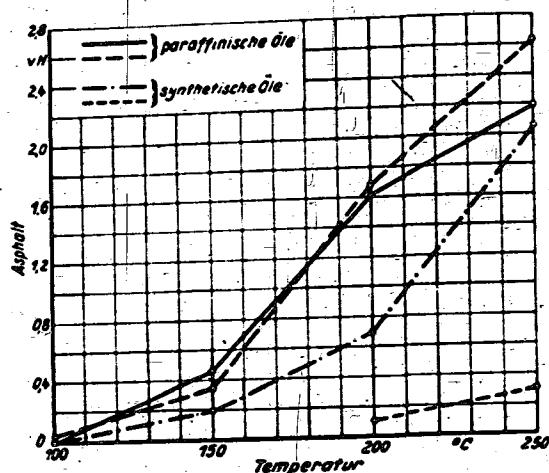


Bild 3. Asphaltlöslichkeit in Frischölen.

gilt von der Ölkohlesuspension. Daß die Öle sehr verschiedenen Suspensionsvermögen haben, steht fest. Insbesondere in den Gruppen der fetten, gefetteten und rein mineralischen Öle zeigen sich hierin Unterschiede. Auch hier kommt es darauf an, ob die Suspension in ihrem Zustand am Kolbenring beständig ist. Auch die Flüchtigkeit ist in diesem Zusammenhang zu erwähen, da von ihr die Konzentration der gelösten Alterungsprodukte abhängig ist. Im allgemeinen kann man sagen, daß weniger flüchtige, ebenso wie auch weniger viskose Öle unter sonst gleichen Verhältnissen geringere Neigung zum Ringstecken haben [16]. Einmal gebildete Rückstände in den Nuten können durch mechanische oder chemische Einflüsse wieder verringert werden; letztere dürften weniger wirkungsvoll sein, da die Reaktionsfähigkeit der Kohle hier eine geringere Rolle spielt als an Stellen, wo die vorbeistreichende Luft einen höheren Sauerstoffgehalt hat [17].

Unter den Alterungsverfahren für Schmieröle gibt es eine Reihe, die von einem Temperaturgebiet von 275 bis 300° C arbeiten, in welchem sich auch das Öl an den Ringen befindet, die also in diesem Zusammenhang zu nennen sind. Das Verfahren der Wright Aeronautical Corporation (WAC [9]) verwendet als Oxydationsgefäß eine Aluminiumschale, die auf 315° C erhitzt wird. In diese werden 10 mal je 3,5 ccm Öl in Abständen von je ½ h hineinpipettiert. Das Öl kommt dabei auf Temperaturen über 288° C (unkorr., daher wohl noch höher). Nach 5 h Versuchszeit wird das Benzinunlösliche bestimmt, in diesem das Chloroformlösliche. Offenbar erwiesen sich die genannten Versuchsbedingungen noch als zu milde, denn nach neueren Mitteilungen soll die Versuchstemperatur auf 338° die Zeit auf 7½ h erhöht werden, wodurch bessere Unterschiede zwischen den stabilen Ölen erhalten wurden. Beim DVL-Verfahren findet die Alterung in Glasschalen statt. 10 g Öl wurden in dünner Schicht ausgebreitet und 4 h einer Temperatur von rd. 285° C (im Öl) ausgesetzt. Die Flüchtigkeit (Gewichtsverlust) und die in Benzin unlöslichen, in Benzol löslichen Oxydationsprodukte werden bestimmt. Das Verfahren eignet sich (wie wahrscheinlich auch das der WAC) wegen seiner kurzen Oxydationszeit zur Aufnahme von Temperaturkurven und wurde auch hierzu verwendet. Ein weiteres DVL-Verfahren, über das demnächst von A. v. Philippovich berichtet wird, hat als Grundgedanken die Darstellung des Ringsteckens, soweit sie sich als laboratoriumsmäßig einfach (ohne Schmieröl- und Kraftstoffverbrennung) bewerkstelligen läßt. Hierbei wird das Öl in einer Aluminiumschale auf 300° C erhitzt, während darin eine Segmentscheibe mit geringem Spiel gegen den Schalenboden bewegt wird. Das Öl verdickt sich allmählich und übt einen wachsenden Widerstand auf die Scheibe aus, der durch einen Ausschlag im Drehmomentstreifen angezeigt wird. Dieses Verfahren ergab in der Hauptsache, daß die Konsistenz des Asphalts nicht ausreichend ist, um Unterschiede im Verhalten der Öle zu be-

günden. Weiß und Maillard [22] haben ihre Versuchstemperatur ebenfalls auf 300° C festgesetzt. Bei dieser Temperatur entsprach der chloroformunlösliche Teil der Leichtbenzinzufällung dem bei praktischen Versuchen gefundenen. Das Öl wird unter Luftdurchblasen in einem Kolben erhitzt, die flüchtigen Oxydationsprodukte werden aufgefangen und auf Säure untersucht. Mit steigenden Dichten der Öle fiel dieser Säuregehalt, während die Asphaltmenge zunahm. Die Sauerstoffaufnahme war, abgesehen von einer anfänglichen Verzögerung, der Zeit proportional und betrug über 50% der angewandten Menge. Vermehrte Luftzufuhr oder erhöhte Versuchsdauer vermehrte die Abscheidung unlöslicher Produkte, ohne deren Charakter zu verändern. Fette und gefettete Öle zeigten schlechtes Verhalten. Vergleiche mit motorischen Ergebnissen bringen die Verfasser nicht. Daß sie die Versuchsbedingungen noch nicht als ideale ansehen, geht daraus hervor, daß eine weitere Annäherung derselben an die der Praxis in einem noch zu entwickelnden Versuchsmotor für notwendig gehalten wird.

III. Oxydative Veränderung und Verschlammung.

Als Ölschlamm sollen hier Gemenge aus Öl und in Öl abgesetzten Stoffen verstanden werden, soweit diese nicht feste Ablagerungen bilden.

Über die Zusammensetzung von Ölschlamm gibt Zahlentafel 3 Auskunft [16].

Die Zusammensetzung der festen Kohleteilchen im Schlamm und im Öl ist ähnlich wie die der Ölkohle, insbesondere erreicht der Sauerstoffgehalt der Ölkohleteilchen aus dem Schlamm den gleichen Betrag wie in der Ölkohle vom Kolbenboden [24], während Ölkohlen, von der Unterseite des Kolbens um 4 bis 5% weniger Sauerstoff haben [8]. Ist hiernach die Herkunft der festen Schlammteilchen aus dem Kurbelgehäuse schon nicht sehr wahrscheinlich, so lassen auch die im Kurbelgehäuse herrschenden Bedingungen die Bildung von Asphaltprodukten kaum zu, wie auch durch Laboratoriumsversuche der DVL [25] gezeigt wurde, in denen das Öl in einem nur aus Metallen verschiedener Art bestehenden Apparat umgepumpt und fein zerstäubt wurde, ohne bei 198° C in Luftatmosphäre innerhalb von 50 h Asphalt zu bilden. Kadmer nimmt auch für die Schlammbildung, wie für die Bildung kohligter Rückstände (s. o.) eine weitgehende Beteiligung des Kraftstoffes durch unvollkommene Verbrennung — Bildung saurer, verseifbarer und weiterhin asphaltartiger Produkte — an [21].

Für die motorische Bildung von Ölschlamm bildet das Eindringen von Wasser in das Schmieröl ein wichtigen Faktor. Mit zunehmender Alterung des Schmieröles wächst seine Neigung zur Emulsionsbildung, und so kommt es zur Bildung außerordentlich beständiger Wasserin-Öl-Emulsionen. Andrews [26] hat hierauf ein Alterungsverfahren aufgebaut, bei dem das Öl nach Alterung (150° C, Luftatmosphäre, Kupferkatalysator) auf seine Emulgierbarkeit mit Wasser geprüft und hieraus ein Schluß auf den Alterungsgrad gezogen wird. Die Schmierölyoxydationsverfahren verzichten sonst üblicherweise auf die Einbeziehung von Feuchtigkeit in die Versuchsbedingungen, wodurch sich ein gewisser Gegensatz zur Praxis ergibt.

Die schon eingangs betonte Zunahme der Viskosität mit fortschreitender Bildung von Oxydationsprodukten wird von verschiedenen Verfahren als Kennzeichen der Alterung herangezogen, so von dem Verfahren des englischen Luftfahrtministeriums und — für sehr oxydationsbeständige Öle — vom Indiana-Verfahren. Evans und Kelman [27] erhitzen die Öle in Petrischalen in Gegenwart von Eisen auf 180° C. Sie gehen dabei von der Annahme aus, daß die Alterung sich an den heißen Zylinderwänden vollzieht. Die bei diesem Alterungstest auftretenden Viskositätsänderungen sollen in enger Beziehung zum Verhalten im Motor stehen. Jedenfalls erhalten sie besser übereinstimmende Werte, als wenn das Öl unter Luftdurchblasen gealtert wird — wenigstens für Öle, die Metallseifen enthalten. Damerell [28] beschreibt ein Verfahren der Viskositätsmessung in der Glasschale selbst, die zur Oxydation des Öles dient (z. B. 2,5 h, 150° C). Das Verfahren beruht auf der Messung der Zeit, die das Öl beim Kippen der Schale braucht, um von einer Seite auf die andere zu fließen.

Abgesehen von vereinzelten Fällen, wie den letztgenannten, wird aber auf die Bestimmung der Viskosität von den Alterungsverfahren meist weniger Gewicht gelegt als auf die direkte Erfassung der Alterungsstoffe, da die Erhöhung der Viskosität — wie auch der Dichte — ja nur eine Folgeerscheinung der Bildung dieser Stoffe ist und eine einfache Abhängigkeit nicht besteht. Die Bestimmung der Viskosität allein erfolgt daher nur als Notbehelf (wie beim Indiana-Verfahren, wenn keine Alterungsstoffe zu erfassen sind), sonst aber in Verbindung mit solchen Verfahren, die die Alterungsstoffe zu erfassen trachten, sei es durch direkte Isolierung mit Lösungsmitteln oder vorherige Bindung an Adsorptionsmittel wie bei Suida, Pöll u. a.

Wie groß der Einfluß der Temperatur auf die Bildung derartiger Alterungsstoffe ist, geht aus Versuchen von Mardles und Ramsbottom [29] hervor, die fanden, daß Mineralöle zur Bildung von 1% Schlamm (»Sludge«) bei 200° C im allgemeinen nicht weniger als 24 h brauchen, bei 225° C dagegen nur wenige Stunden und bei 250° C nur wenige Minuten. Dieser schnellen Steigerung der Schlammbildung entspricht auch das Anwachsen der Sauerstoffaufnahme mit zunehmender Temperatur; so brauchte ein Öl zur Aufnahme von 1 mg Sauerstoff je g Öl bei 110° C 300 h, bei 125° C 48 h, bei 200° C aber nur wenige Minuten. Ähnliche Verhältnisse finden die Autoren beim Oxydieren bis zu festen Substanzen. Sie können jedoch keine Beziehung zwischen Sauerstoffaufnahme einerseits, Schlammbildung, Viskositätserhöhung, Säurebildung usw. andererseits auffinden und fordern deshalb die Ergänzung von Alterungsverfahren, die auf Messung der Sauerstoffaufnahme beruhen, durch Bestimmung der Alterungsstoffe. Zu einem ähnlichen Schluß gelangte die DVL bei einer Untersuchung des Evers- und Schmidt-Verfahrens [30].

Den erwähnten großen Einfluß der Temperaturerhöhung auf die Bildung der Alterungsstoffe scheint man allerdings nicht ohne weiteres verallgemeinern zu dürfen. So fand Marder [10] für die durch Steigerung der Versuchstemperatur von 250° C auf 275° C eintretende Erhöhung der Alterungswerte nur einen geringen Bruchteil der bei der Temperaturänderung von 200 auf 250° C gemessenen Zunahme (s. Bild 4); er schließt daraus, daß die von van t'Hoff geforderte logarithmische Temperaturabhängigkeit der Reaktionsgeschwindigkeit für die bei der Alterung von Ölen stattfindenden Umsetzungen keine Gültigkeit besitzt.

In dem Bereich um 250° C liegen die Temperaturen, bei denen lebhafte Zersetzung der Öle unter auch äußerlich erkennbaren Zersetzungserscheinungen einsetzt (Mardles und Ramsbottom [29], Suida [31] u. a.). Die über diesem Temperaturbereich arbeitenden Verfahren wurden bereits im Zusammenhang mit dem Kolbenringstecken erwähnt. Die darunter arbeitenden wollen mehr die Neigung zur Verschlammung feststellen, suchen aber doch auch nach Beziehungen zum Ringstecken.

Auch Barnard [32] findet z. B. bei den Versuchen mit seinem Indiana-Test nur allgemeine Hinweise auf das Ring-

Zahlentafel 3. Zusammensetzung von Ölschlamm.

Bestandteil	A Zentrifuge 200 Stg BMW 6		B Zentrifuge 30 Stg BMW 132		C Zentrifuge (Labor) 30 Stg SAE 22 B, (JPEE)	
	(2,5% Asp. vom CMC1, -Lsg.)	(aschfrei)	(0,8% Asp. vom CMC1, -Lsg.)	(aschfrei)	(2,3% Asp. vom CMC1, -Lsg.)	(aschfrei)
Wasser	1,3		3,0		0,5	
Asphalt	64,8		88,9		77,6	
Chloroform-Lsgl.	0,2		1,3		11,4	
Kohlenstoff	88,0	88,0	83,1	84,0	83,2	83,2
Sauerstoff	11,0	11,0	8,5	8,6	11,1	11,1
Schwefel	3,6	3,6	1,4	1,4	5,8	5,7
Nichte	0,2		1,0		0,05	
Chloroform-Lsgl.	20,3		10,8		10,5	
Kohlenstoff	20,3	20,3	51,2	52,0	69,6	70,5
Sauerstoff	1,9	1,9	2,1	2,7	3,1	3,1
Schwefel	10,1	10,1	24,3	31,3	1,2	20,4
Nichte	62,6		22,4			
Zusammensetzung d. Asche						
O ₂ (w)		1,3		1,1		0,1
C (w)		18,5		14,0		1,0
S (w)		6,5		1,7		0,1
H (w)		17,3		5,6		0

stecken und kommt zu dem Schluß, daß dieses noch von anderen Öleigenschaften als der Verschlammungsneigung abhängen müsse. Dagegen findet er eine gute Übereinstimmung der im Motor und bei den Indiana-Versuchen gefundenen Verschlammungsneigung, wie auch der Viskositätszunahme der Öle. Nach Ramaija und Waldman [33] kennzeichnet das Indiana-Verfahren das Verhalten des Öles im Motor ziemlich genau, während das Air Ministry-Verfahren und der Sligh-Test in dieser Hinsicht unbefriedigend sind. Jostes und Hann [34] machten zwar keine motorischen Vergleichsversuche, finden den Indiana-Test aber brauchbar zur vergleichenden Prüfung und Klassifizierung der Schmieröle. Den Fehler der meisten üblichen Alterungsverfahren sehen sie darin, daß diese die Alterungszeit willkürlich und für alle untersuchten Öle gleich festlegen, ohne zu bedenken, daß die Alterung eines Öles keine lineare Funktion der Zeit ist. Dies führt zu Schmierölen verschiedener Alterungszustände und bringt große Abhängigkeit von den Versuchsbedingungen mit sich. Diesen Nachteil vermeidet man, wenn man als Maßstab die Alterungszeiten benützt, die erforderlich sind, um bei allen untersuchten Ölen den gleichen oder zumindest einen ähnlichen Alterungszustand zu erreichen. Dieser Forderung entspricht der Indiana-Test, für den eine modifizierte Ausführungsform (mit nur 20 m³ Ausgangsöl) beschrieben wird. Die hiernach erfolgte Prüfung von 10 Ölen ergab weitgehende Unabhängigkeit der Bewertung von den äußeren Bedingungen (Temperatur und Luftmenge).

Diese Vorteile des Indiana-Verfahrens können allerdings nicht bei Ölen mit sehr geringer Neigung zur Asphaltbildung in Erscheinung treten, wie für manche synthetischen Öle und auch Flugmotorenöle auf Erdölbasis. Mehrere derartige Öle gaben bei den DVL-Versuchen auch nach 400 h noch keinen Asphalt. Ähnliches teilen Jostes und Hann sowie auch Kadmer [35] betreffs der synthetischen Öle mit, wobei Kadmer noch auf die starke Eindickung sowie starke Bildung von sauren und verseifbaren Produkten des synthetischen Öles hinweist, das sich damit im Gegensatz zu anderen spezifisch leichten Ölen befindet. Daß die starke Verringerung der Ölmenge durch die fortwährende Probenahme besonders bei beständigen Ölen ein Nachteil des Indiana-Verfahrens ist, sei ebenfalls bemerkt. Dieser Nachteil könnte aber vermieden werden, wenn es gelänge, den Eintritt der Asphaltbildung durch optische Verfahren an einer geringen Ölmenge festzustellen. Es sei in diesem Zusammenhang auf ein Verfahren von Weiland [36] hingewiesen, der die Färbung eines gealterten (154° C. 5 min Luftdurchleiten) Öles mißt und neben guter Reproduzierbarkeit auch Übereinstimmung mit dem Indiana-Test festgestellt hat. Nach Weiland ist die Ölalterung innerhalb gewisser Grenzen eine Exponentialfunktion der Temperatur.

Die größte Verbreitung neben dem Indiana-Verfahren dürfte das englische (Air-Ministry)-Verfahren [1] haben. Die Anforderungen dieses Verfahrens betreffs der Verkokungszahl nach Ramsbottom (höchstens 1 für die Verkokungszahl des Frischöles, höchstens 0,70 für die Zunahme der Verkokungszahl) dürften nach Versuchen der DVL [25] etwas zu scharf sein, während die verlangte Viskositätszunahme (höchstens 100%) von den üblichen Flugmotorenölen, ausgenommen gefetteten und synthetischen, erfüllt werden kann. Das Verfahren wird auch in der Abänderung der I. G. ausgeführt, wobei ein Vergleichsversuch in Stickstoffatmosphäre gemacht und die Verdickung des mit Luft gealterten Öles auf diesen Vergleichsversuch bezogen wird, um den Einfluß des Verdampfungsverlustes auszuschalten. Ein Beispiel für die Bewährung des Air-Ministry-Tests sind die Versuche von Mielnikowa und Dziejowski [37], die gleiche Bewertung der Öle beim praktischen Verhalten in einem Jupiter-Flugmotor und nach dem Air-Ministry-Verfahren für eine allerdings nur geringe Zahl von Ölen erhielten. Redgrove [38] dagegen findet, daß man ein Öl nach dem Indiana-besser als nach dem Air-Ministry-Verfahren beurteilen kann. Auld [39] empfiehlt, die Air-Ministry-Oxydation bei höheren Temperaturen vorzunehmen (250 statt 200° C).

Die gleiche Tendenz des Übergehens zu höheren Temperaturen gilt auch für die Verfahren, die Damian im Auftrag des französischen Luftfahrtministeriums ausarbeitete. Es sei hier nur das Verfahren erwähnt, nach dem die Öle 120 h bei 140° C einer Schaukelbewegung in schwach bewegter Luft ausgesetzt werden, wobei sie über Kupferstreifen fließen [3]. Die Kupferstreifen wurden von Damian in der Absicht eingefügt, die Schärfe der Auswahl möglichst der geforderten Betriebssicherheit anzupassen [40]. Tatsächlich beansprucht das französische Alterungsverfahren — nach DVL-Versuchen [25] — die Öle stärker als das englische. Von den Feststellungen Damians [41], daß Öle mit motorischem gutem Verhalten bei der Alterung in Kupfergefäßen weniger als 0,2% Abscheidungen und eine Erhöhung der Verkokungszahl nach Conradson von weniger als 200% geben, wurde nur die erstere durch DVL-Versuche bestätigt; dagegen betrug die Zunahme des Conradsonwertes durch die Alterung bei vielen sonst guten Ölen mehr als 200%. Daß das Verfahren Damians in der genannten Form nicht als gut befunden wurde, geht aus dem Urteil Martinets [42] hervor, der meint, daß die danach gefundenen Werte nicht mit den bei der Zylinderschmierung erhaltenen übereinstimmen. Ein weiteres Verfahren Damians soll noch im Zusammenhang mit den Verkokungsverfahren genannt werden.

Vergleiche dieser und anderer Ölalterungsverfahren untereinander wurden verschiedentlich vorgenommen, meist mit dem Ergebnis, daß eine sehr geringe oder keine Übereinstimmung besteht. Zu berücksichtigen ist hierbei, welche Eigenschaftsänderungen miteinander verglichen werden und für welche Gruppe von Ölen der Vergleich gilt. Nach Versuchen der DVL [25] wurde hierbei eine bessere Übereinstimmung der Bewertung gefunden, wenn man die Einzelbestimmungen eines Verfahrens (Viskositäts- und Verkokungszahlzunahme) miteinander vergleicht, als wenn gleiche Einzelbestimmungen verschiedener Verfahren verglichen werden (Viskositätszunahme beim Air-Ministry- und Indiana-Verfahren). Ähnliche Versuche wurden mit Transformatorölen von Martinet [43] gemacht, der wohl eine Unterscheidung zwischen schlechten und den Anforderungen entsprechenden Ölen, jedoch für letztere nicht dieselbe Reihenfolge nach den verschiedenen Verfahren erhielt, und für Autoöle von Noack [44], der zu verschiedenartigen Klassifizierungen der Öle kam, auch wenn er die gleichen Kennzahlen der Öle ermittelte, die er nach verschiedenen Verfahren gealtert hatte (darunter auch einem eigenen, das gute Übereinstimmung mit Prüfstandsversuchen gab). Redgrove [38] möchte auf Grund seiner Versuche die Alterungsverfahren nicht zur Beurteilung des Verhaltens im Motor heranziehen, sondern nur als Hinweis für die Herkunft bzw. Raffination neuer Öle benutzen. Trotz dieser teilweise sehr ablehnenden Urteile wurden aber nach wie vor die Alterungsverfahren auch zur Beurteilung der Verschlammungsneigung gebraucht, einerseits um wenigstens Anhaltspunkte hierfür zu bekommen, andererseits um genügend Versuchsmaterial für die weitere Auswahl der heranzuziehenden Verfahren und ihre Verbesserung zu erhalten.

IV. Oxydative Veränderung und Rückstandsbildung.

Unter dem Einfluß der hohen Temperatur und des Sauerstoffs im Motor verschwindet ein Teil des Öles durch Verdampfung und Verbrennung. Im zurückbleibenden Öl bilden sich unlösliche Oxydationsprodukte, für die die Sammelbezeichnungen »Ölkohle« und »Asphalt« gebräuchlich sind; insoweit diese Oxydationsprodukte sich vom Öl trennen und auf Maschinenteilen mehr oder minder fest haftende Beläge bilden, werden sie als »Rückstände« bezeichnet.

Als Bildungsort dieser Rückstände kommt insbesondere der Verbrennungsraum in Betracht, da dort der höchste Sauerstoffgehalt und die höchsten Temperaturen herrschen: Kolbenring und Kurbelgehäuse (Unterseite der Kolben) kommen erst in zweiter Linie in Frage [8, 19]. Auch der Kraftstoff kann, falls seine Beschaffenheit oder die Bedin-

gungen bei der Verbrennung es begünstigen, zur Kohlebildung beitragen; doch geht der überwiegende Teil der Meinungen über den Ursprung der Kohle dahin, daß die Beteiligung des Kraftstoffes im Verhältnis zu der des Öles hieran unbedeutend ist [8].

Zur Messung der Rückstandsbildung dienen allgemein die Verkokungsverfahren. Erwähnt sei auch ein Vorschlag von Bahlke und Mitarbeiter [45] zur Beurteilung der Rückstandsbildung die Flüchtigkeit (90%-Punkt bei 1 mm Hg) heranzuziehen; geringe Flüchtigkeit begünstigt nach ihrer Ansicht die Rückstandsbildung. Ebenso besteht zwischen Viskosität und Rückstandsbildung eine gewisse Beziehung, die sehr zähflüssige Mineralschmieröle, wie Brightstocks und Zylinderöle, viel höhere Verkokungswerte als leichtflüssige Öle haben [46]. Auf den Einfluß der Struktur der Öle auf die Verkokungsneigung sei ebenfalls hingewiesen; so haben bei gleicher Zähigkeit paraffinbasierte Öle (soweit sie nicht durch Lösungsmittelraffination an Isoparaffinen angereichert wurden) höhere Verkokungszahlen als asphaltbasierte. Von besonderer Bedeutung für die Rückstandsbildung ist aber die Reaktionsfähigkeit der entstandenen Ölkohle. Auch hierbei ist die Struktur der Öle von Einfluß, wie Versuche in der DVL bewiesen [16]. Diese Versuche, welche den Abbrand der Ölkohle bei verschiedenen Temperaturen feststellten, zeigten zunehmende Reaktionsfähigkeit der Ölkohle nach folgender Reihenfolge der zugehörigen Öle: Paraffinische, gefettete, naphthenische und fette Öle (s. Bild 4).

Neben der Struktur des Schmieröles sind noch andere Faktoren auf die Reaktionsfähigkeit von Einfluß, wie die Zusammensetzung des Kraftstoffes, die Betriebsbedingungen (Temperatur, Laufzeit) und die Motorenbauart.

Von der Reaktionsfähigkeit und der Haftfestigkeit hängt es ab, wie weit einmal gebildete Ölkohle durch Verbrennen oder Abblättern wieder verschwindet. Die Menge der gebildeten Ölkohle wird also bestimmt durch die Temperaturabhängigkeit der Ölkohlebildung einerseits, der Reaktionsfähigkeit und Haftfestigkeit andererseits [16].

Man kann die Verkokungsverfahren nach verschiedenen Gesichtspunkten einteilen. Am zweckmäßigsten ist es vielleicht, zwischen solchen Verfahren zu unterscheiden, die unter Luftabschluß bzw. vermindertem Luftzutritt und solchen, die unter ungehindertem Luftzutritt arbeiten. Als Vorstufe zu den erstgenannten wären die Verfahren zu erwähnen, die das Öl nicht bis zur Kohlebildung, immerhin aber so hoch erhitzen, daß es zum Cracken kommt und Destillationsprodukte erhalten werden, die untersucht werden können. Hierher gehört der von Koelschau [47] angegebene Cracktest (zweistündiges Erhitzen von 300 g Öl auf 380° C in einer Glasretorte. Untersuchung von Rückstand und Destillat), ferner Versuche von Maillard [48], der für mineralische Öle Zersetzungstemperaturen (unter Atmosphärendruck) von 380 bis 400° C, für Rizinusöl 250° C fand, und ein Verfahren der DVL zur Ermittlung der ther-

mischen Beständigkeit von Flugmotorenölen [49]. Nach letzterem wird das in einem Glaskolben befindliche Öl (150 g) in einer Stickstoffatmosphäre 6 h auf 400° C erhitzt und dann auf Veränderung seiner Eigenschaften (spez. Gewicht, Viskosität, Bromzahl, Molekulargewicht) untersucht. Hierbei hatte ein naphthenbasiertes Öl die größte thermische Beständigkeit, die weiter in der Reihenfolge gefettet—paraffinbasiert—synthetisch abnahm. Bemerkenswert hierbei war, daß die synthetischen Flugmotorenöle trotz ihres besseren Alterungs- und motorischen Verhaltens eine geringere thermische Beständigkeit hatten.

Verkokungsverfahren, die unter Luftabschluß arbeiten, sind die bekannten Verfahren von Conradson [50] und Ramsbottom [1]. Beide Verfahren schwelen das Öl bei so hoher Temperatur ab, daß die Dämpfe sich außerhalb des Verkokungsgefäßes entzünden, und setzen das Gewicht des Rückstandes zur Öleinwaage in Beziehung. Über die Bewährung dieser Verfahren hinsichtlich der Übereinstimmung mit praktischen Ergebnissen ist nicht viel in positivem Sinne berichtet worden. Immerhin ergab eine Versuchsreihe in der DVL [54] eine relativ günstige Bewertung wenigstens des Conradson-Testes, insofern als dieser die geprüften Öle hinsichtlich ihrer Koksbildungs- und Verschlammungsneigung im Motor richtiger beurteilt als mehrere gleichzeitig laufende Oxydationsverfahren (Bild 5). Dieses Ergebnis kann aber wegen der geringen Zahl der geprüften Öle nicht verallgemeinert werden. Werden die Verfahren für gebrauchte Öle verwendet, so ist zu berücksichtigen, daß Fremdstoffe und Asphalt das Rückstandsgewicht erhöhen, so daß der Conradsonwert gebrauchter Öle sich meist um das Gewicht dieser Stoffe von dem des Frischöles unterscheidet. Auch zur Ergänzung der künstlichen Alterung werden die Verkokungsverfahren herangezogen; so ist das Verfahren nach Ramsbottom in Verbindung mit der englischen Air-Ministry-Oxydation zu nennen. Ein Verfahren, bei dem das bei Temperaturen zwischen 200° C und dem Selbstzündungspunkt mit Sauerstoff behandelte Öl Verkokungstemperaturen, z. B. 500°, ausgesetzt und dann der Verkokungsrückstand bestimmt wird, ließ Jentzsch patentieren [52]. Im Apparat von Damian [53] tropft das auf 100° vorgewärmte Öl in einen Tiegel, dessen Temperatur zwischen 200 und 550° C einstellbar ist, wird dort ohne Flamme erwärmt und nach Beendigung des Tropfens noch 15 min auf Versuchstempe-

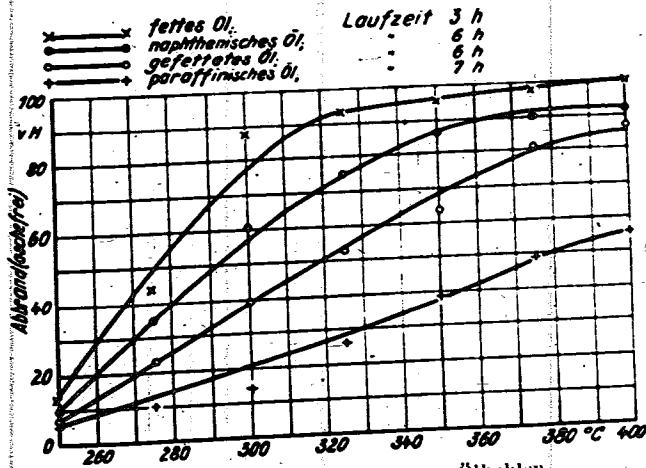


Bild 4. Reaktionsfähigkeit von Ölkohlen.

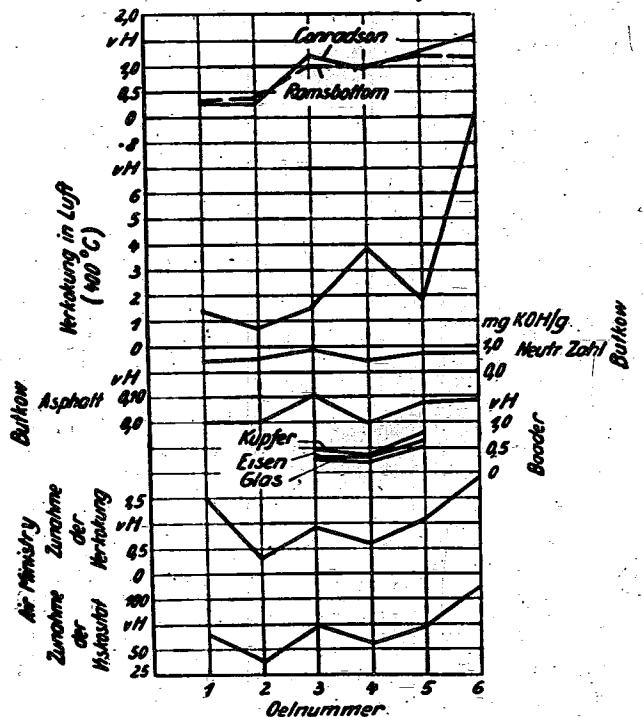


Bild 5. Rückstandsbildung von Flugmotorenölen.

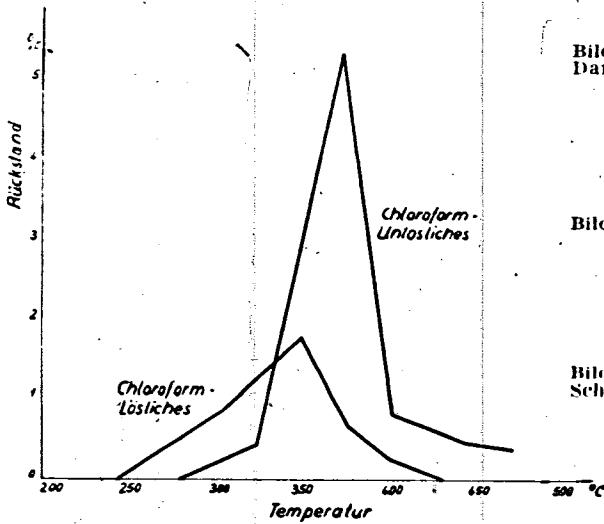
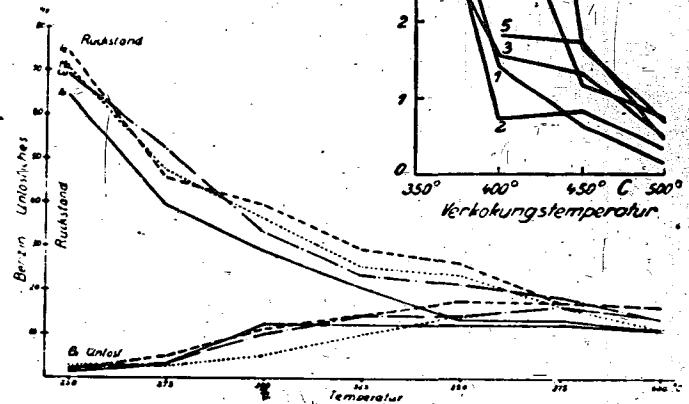
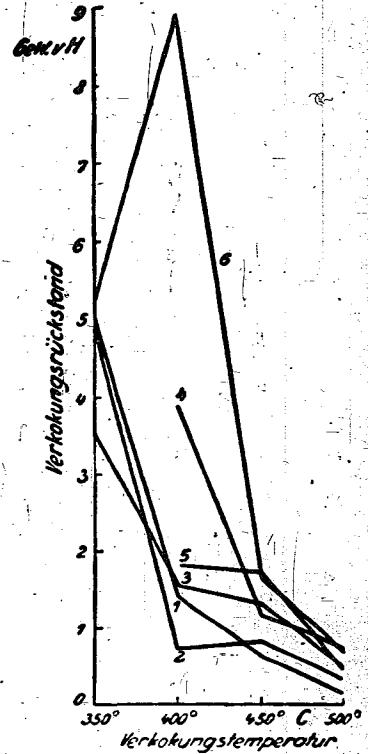


Bild 6 (links). Verkokungsrückstände nach Damian in Abhängigkeit von der Temperatur.

Bild 7 (rechts). Verkokung in Anwesenheit von Luft (DVL).

Bild 8 (rechts unten). Tropfverkokung (DVL-Schiene). Öl: Stanavo 100; Metalle: Aluminium, Eisen, Kupfer und Messing.



ratur gehalten. Vom Rückstand wird, nach Behandlung mit Petroläther, das Chloroformlösliche und -unlösliche bestimmt. Durch diese Behandlung sollen die Verhältnisse bei der Zylinderschmierung nachgeahmt werden: rascher Übergang des Öles von niedriger zu höherer Temperatur, flammenlose Erhitzung in sauerstoffarmer Umgebung, Ausbildung dünner Schichten und Wärmezufuhr zum ruhenden Öl bei Stillstand des Motors (durch das Tropfen und nachfolgende Erwärmen nachgeahmt) und Bildung in heißem Öl unlöslicher Stoffe (Chloroformunlösliches). Die Auswertung erfolgt durch Aufstellung von Temperaturkurven, aus denen sich die Temperaturen beim ersten Auftreten und bei maximaler Bildung der Rückstände sowie die Menge dieser Rückstände entnehmen lassen (Bild 6). Die Rückstandsmenge fällt nach Erreichung des Höchstwertes steil ab, um sich dem Conradson-Wert (der den Rückständen im Verbrennungsraum und auf dem Kolbenboden entsprechen soll) zu nähern. Bei schlechten Ölen wurde der Höchstwert des Chloroformunlöslichen (8%) schon bei 300°C gefunden. Auch das gebrauchte oder gealterte Öl wird so geprüft; je geringer die Unterschiede der Werte gegenüber dem Frischöl sind, um so besser fällt die Beurteilung des Öles aus.

Die letztgenannten beiden Verfahren arbeiten unter beschränktem Luftzutritt, leiten also zu den Verfahren über, die das Öl unter reichlichem Luftzutritt bis zur Kohlebildung erhitzen und daher der Kohlebildung im Motor entsprechen, soweit sie in Luftatmosphäre vor sich geht. Zu diesen Verfahren, die also auf einer oxydativen Verkokung beruhen, ist ein bereits im Jahre 1933 von der DVL beschriebenes zu rechnen, bei dem das Öl aus einer Bürette in einen erhitzten, von Luft umspülten V₂A-Tiegel getropft wird [51]. Bei Temperaturen von 400°C und mehr trat immer Selbstentzündung ein. Der Rückstand des verkokten bzw. verbrannten Öles wurde gewogen, auch nach Extraktion mit Benzol (Bild 7). Das Verfahren scheint keine grundsätzlich andere Ergebnisse zu liefern als die Verkokungsverfahren nach Conradson und Ramsbottom (s. a. Bild 5). Es ist möglich, daß die Bewegung des Öles während des Verkokungsvorganges bei diesem und ähnlichen Verfahren noch zu wenig berücksichtigt worden ist. Neuere Versuche der DVL bewirken Bewegung des Öles in der Weise, daß es auf eine erhitzte Metallschiene tropfen gelassen wird, die eine bestimmte Neigung hat, so daß das Öl auf ihr herunter fließt. Es entstehen kohlige Überzüge, die gewogen werden können. Auf Schienen aus verschiedenen Metallen ergeben die bei Temperaturen von 250 bis 400°C erhaltenen Rückstandsmengen unterschiedliche Kurven (s. Bild 8). Ein anders konstruierter Apparat der Standard Oil Development Co (Thwaites [54]) enthält als wesentlichen Bestandteil einen Trichter aus Metall, an dessen Innenwand eine spiralförmig gewundene Bahn angebracht ist, auf der das Öl langsam herabfließt. Der Trichter wird auf Temperaturen von 250 bis 350°C geheizt und die Menge

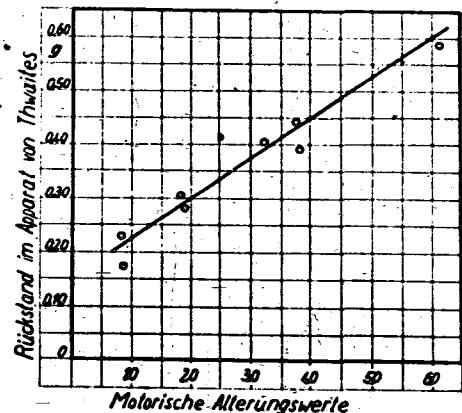


Bild 9. Beziehung zwischen Rückstandsbildung nach Thwaites und Alterung im CFR-Motor.

des gebildeten Kohlenrückstandes aus der Gewichtszunahme des Trichters festgestellt. Thwaites erhielt hiermit eine brauchbare Beziehung zu Motorversuchen (Bild 9).

Die letztgenannten Verfahren schließen eng an die im Abschnitt über das Kolbenringfestsitzen besprochenen an, und tatsächlich ist auch die Messung der Ringsteckneigung von Ölen ihre wesentliche Aufgabe, denn das Ringstecken hängt ja in hohem Maße von der Rückstandsbildung ab. Eine strenge Unterscheidung zwischen Verfahren, die nur zur Messung der Ringsteckneigung und anderen, die nur zur Messung der sonstigen Rückstandsbildung dienen, besteht demgemäß nicht.

V. Zusammenfassung.

Für das Kolbenringfestsitzen und die Verschlammungsneigung ist die Rückstandsbildung im Verbrennungsraum ein wesentlicher Faktor. Die Verfahren, die zur Messung dieser Eigenschaften dienen sollen, dürfen sich also nicht

zu weit von den Bedingungen bei der Rückstandsbildung entfernen.

Durch die Alterungsverfahren soll demnach nicht die durchschnittliche Veränderung des Gesamtöles, sondern die des überbeanspruchten Teiles derselben erfaßt werden. Ein großer Teil der Alterungsverfahren arbeitet jedoch nach Bedingungen, die zwar das Gesamtöl stärker verändern als im Betrieb, das überbeanspruchte Öl aber weniger.

Es muß, unter Berücksichtigung dieser Tatsache, getrachtet werden, möglichst nahe an die Verhältnisse der Praxis heranzukommen. Da hier ein gewisser Spielraum besteht, wird es, wenigstens für Flugmotorenöle, angebracht sein, von den im Motor auftretenden Bedingungen für die Laboratoriumsversuche die schärferen auszuwählen, ohne in das gegenteilige Extrem der Übertreibung zu verfallen.

Der Oxydationsversuch kann den praktisch auftretenden Verhältnissen insbesondere in folgenden Punkten gerecht werden:

1. Temperatur. Die Tendenz geht dahin, die Temperaturen höher als bisher üblich festzusetzen. Für die Nachbildung der Vorgänge in den Nuten wird eine Temperatur von 275 bis 300° C anzuwenden sein (wie beim DVL- oder WAC-Verfahren), für die des Verbrennungsraumes noch höhere (s. Verkokungsverfahren). Durch stufenweise Erhöhung der Temperatur kann noch näher an die Verhältnisse der Praxis herangekommen werden (Damian). Dasselbe gilt für die Aufnahme von Temperaturkurven (DVL-Tropfverkokung, Thwaites, Damian).
2. Luft. Auch hier ist zwischen Nuten- und Verbrennungsraum zu unterscheiden. Im ersteren Falle ist die Luft arm an Sauerstoff (Damian), im letzteren Falle reich (DVL, Thwaites, WAC). Die üblichen Verkokungsverfahren werden der Praxis insofern nicht gerecht, als sie wohl durch die sehr hohe Temperatur, nicht aber durch den Ausschluß von Sauerstoff den Verhältnissen im Verbrennungsraum nahe kommen. Völliger Ausschluß von Luft gibt — wie die thermische Behandlung von synthetischen Ölen zeigt — ein falsches Bild, ebenso ist die Verwendung von Sauerstoff statt Luft als der Praxis nicht entsprechend auszuschließen.
3. Gefäßmaterial. Alterung in Glasgefäßen entspricht der Praxis nicht. Besser sind Metallgefäße (WAC) oder Einlegung von Metallstreifen (Damian). Von der DVL wurde bereits versucht, durch Verwendung mehrerer Metalle der Praxis noch näher zu kommen. Weitere Versuche in dieser Richtung wären erstrebenswert.
4. Bewegungszustand des Öles während der Alterung. Hierin bestehen bei den einzelnen Verfahren große Unterschiede, je nachdem größerer Wert auf die Ausbildung dünner hoch erhitzter Schichten (a) oder gründliche Durchmischung mit Luft (b) gelegt wird.

Zu (a) kann man rechnen:

Das DVL-Schalen-Verfahren, das die Öle während des Versuches in Ruhe hält;

das WAC- und das Damian-Tropf-Verfahren, welche das Öl allmählich in das Alterungsgefäß einbringen. Damian erhitzt das ruhende Öl noch einige Zeit weiter, um die Wärmezufuhr bei Stillstand des Motors, wenn die Kühlung durch Öl, Wasser oder Luft fortfällt, nachzuahmen;

die Verfahren, bei denen das Öl über ein erhitztes Blech hinunter fließt (Thwaites, DVL) oder eine dünne Schicht zwischen bewegten Metallscheiben bildet (DVL).

Zu (b) gehören alle Verfahren, welche Luft in das Öl einblasen (Air Ministry, Indiana, Weiß und Maillard).

Eine Mittelstellung zwischen (a) und (b) nehmen die Verfahren ein, die das Öl durch Pumpen oder Schütteln in fließender Bewegung halten (Kupferstreifenverfahren von Damian, DVL-Turbine).

Es ist empfehlenswert, die Messung der Flüchtigkeit mit dem eigentlichen Oxydationsversuch zu verknüpfen und andere für die Ölveränderung im Motor maßgebliche Eigenschaften, wie Asphaltlösungs- und Suspensionsvermögen, Reaktionsfähigkeit der Ölkohle, in Sonderversuchen festzustellen.

Das Prinzip, die Alterungsneigung durch Messung der zum Eintreten eines bestimmten Alterungszustandes erforderlichen Zeit zu messen, scheint aussichtsreich. Von derartigen Verfahren hat jedoch bisher nur das Indiana-Verfahren eine weitere Verbreitung erlangt. Es wäre zu versuchen, dieses Prinzip auch für andere Verfahren, die unter schärferen Bedingungen arbeiten, anzuwenden, insbesondere im Hinblick auf die nur schwer Asphalt bildenden Flugmotorenöle.

Die Verfahren mit willkürlich festgelegter Alterungszeit bedürfen zur Erzielung größerer Reproduzierbarkeit einer genaueren Festlegung der Versuchsbedingungen, nicht nur bei der Alterung selbst, sondern auch bei der Aufarbeitung. Besonders die Zeit und Temperatur des gealterten Öles zwischen dem Ende der Alterung und dem Beginn der Aufarbeitung ist festzulegen.

Schrifttum.

- [1] Air Ministry General Specification Nr. DTD 109.
- [2] F. H. Garner, C. J. Kelly u. J. L. Taylor: The British Air Ministry Oxydation Test for Lubricating Oils. World Petroleum Congress, Proceedings II (1933) S. 448 bis 457.
- [3] Norme Air 1093 vom 16. 11. 1933.
- [4] T. H. Rogers u. B. H. Shoemaker: Ind. Eng. Chem., Anal. Ed. 6 (1934) S. 419 bis 420.
- [5] ASTM Standards on Petroleum Products and Lubricants (1935) S. 9.
- [6] F. Evers u. R. Schmidt: Die künstliche Alterung von Mineralölen. Erdöl u. Teer Bd. 9 (1933) S. 11, 27.
- [7] M. Richter: Entwicklung eines neuen Oxydationsverfahrens für Schmieröle. Nicht veröffentl. Bericht (1936).
- [8] A. v. Philippovich: Über die Beständigkeit von Flugmotorenöl und ihre Prüfung. Luftf.-Forsch. Bd. 14 (1937) S. 254/261.
- [9] A. L. Beall: Auswahl von Ölen für Hochleistungs-Flugmotoren. Vortrag vor der Nat. Product. Meeting der SAE (1936).
- [10] M. Marder u. V. Tolkmitt: Über den Wert von Laboratoriumsmethoden zur Bestimmung der Alterungsneigung von Mineralölen. Öl u. Kohle Bd. 14 (1938) S. 618.
- [11] Seufert: Ermittlung der Alterungsneigung von Motorschmierölen. Öl u. Kohle Bd. 14 (1938) S. 239/241.
- [12] H. Suida: Über Alterung von Schmierölen. Öl u. Kohle Bd. 13 (1937) S. 205.
- [13] A. Baader: Über Alterung von Schmierölen. Öl u. Kohle Bd. 13 (1937) S. 302.
- [14] M. Marder u. Tolkmitt: l. c. S. 637.
- [15] E. H. Kadmer: Schmierstoffe u. Maschinenschmierung. Berlin 1940, S. 169.
- [16] A. v. Philippovich: Die Veränderung von Flugmotorenöl im Betrieb und ihre Prüfung. Öl u. Kohle Bd. 13 (1937) S. 4235 bis 1245.
- [17] M. Richter: Die laboratoriumsmäßige Prüfung von Schmierölen auf ihre Neigung zum Kolbenringverkleben. DVL-Jahrbuch 1937, S. 543 bis 548.
- [18] C. G. A. Rosen: Einflüsse auf die Alterung von Dieselschmierölen. Nat. Petr. News 1940, S. 152/55.
- [19] H. Weiß u. A. Maillard: Contribution to the study of the changes occurring in lubricating oils in internal combustion engines. J. P. T. Bd. 24 (1938) S. 416.
- [20] E. H. Kadmer: l. c. S. 156, 173, 177, 178.
- [21] E. H. Kadmer: Über die natürliche und künstliche Alterung von Fahrzeugmotorenölen. Öl u. Kohle Bd. 13 (1937) S. 101, 127.

- [22] H. Weiß u. A. Maillard: l. c. S. 419.
- [23] H. Suida: l. c. S. 227.
- [24] E. A. Evans u. A. L. Kelman: Metallic soaps in lubricants. General Discussion on Lubricants Inst. of Mech. Eng. (London 1937) II, S. 285.
- [25] K. Mayer-Bugström: Prüfung von Alterungsverfahren für Schmieröle. Nicht veröffentl. Bericht 1937.
- [26] W. O. Andrews: Sludge on deposits in turbine oils. Inst. of Mech. Eng. (London 1937) II, S. 202 bis 208.
- [27] E. A. Evans u. A. L. Kelman: l. c. S. 288.
- [28] V. R. Damerell: Measuring Oxidation of Lubricants. Inst. Eng. Chem. Anal. Ed. 11 (1939) S. 265.
- [29] E. W. J. Mardles u. J. C. Ramsbottom: The oxydation behaviour of internal combustion engine lubricants. Inst. of Mech. Eng. (London 1937) II, S. 354 bis 366.
- [30] A. v. Philippovich u. K. Mayer-Bugström: Oxydationsbeständigkeit von Schmierölen. Nicht veröffentl. Bericht 1934.
- [31] H. Suida: l. c. S. 203.
- [32] D. P. Barnard u. Mitarb.: Causes and effects of sludge formation in motor oils. SAE-Journ. (1934) S. 167.
- [33] K. S. Ramaija u. W. L. Waldman: Alterung von Schmierölen. Petrol.-Ind. (russ. Neftjanoe Chosjaistwo) 1937 Nr. 12 S. 33/37.
- [34] F. Jostes u. A. Hann: Die Prüfung der Alterungsneigung von Schmierölen im Laboratorium. Öl u. Kohle Bd. 15 (1939) S. 515, 533.
- [35] E. H. Kadmer: Über die künstliche Alterung von Kohlenwasserstoffölen. Chem. Zeitung Bd. 68/69 (1938) S. 611 bis 613.
- [36] W. F. Weiland: Messung der Schlammbildungsneigung von Schmierölen. Oil Gas Journ. Bd. 36 Nr. 36, 83 bis 86, 93.
- [37] B. Mielnikowa u. J. Dziewonski: Essais de l'oxydabilité. Sprawozdania (1934) Nr. 1 (13), S. 39 bis 55.
- [38] E. R. Redgrove: Alterungsversuche an Schmierölen. Petr. Times Bd. 32 (1934) S. 583 bis 585.
- [39] S. J. M. Auld: The susceptibility of mineral lubricating oils in use. Chem. and Ind. Bd. 55 (1936) S. 1018; Characteristics of solvent-refined motor oils. J. P. T. 22 (1936) S. 57.
- [40] J. Damian: Influence des actions catalytiques sur le vieillissement des lubrifiants. Chimie et industrie Bd. 7 (1932) S. 323.
- [41] J. Damian: Methode d'appréciation des lubrifiants. Publ. scie. et techn. du Min. de l'Air (1932) Nr. 4 S. 28.
- [42] P. Martinet: Technique mod. Bd. 28 (1936) S. 472 bis 474.
- [43] P. Martinet: Auswertung der Ergebnisse von Versuchen zur künstlichen Alterung von Mineralölen. Technique mod. Bd. 28 (1936) S. 381/85.
- [44] K. Noack: Über Methoden zur Ermittlung der Alterungsneigung von Schmierölen für Kraftfahrzeuge. Öl u. Kohle Bd. 13 (1937) S. 965.
- [45] W. H. Bahlke, D. P. Barnard, J. O. Eisinger u. O. Fitz Simmons: Factors controlling Engine-Carbon Formation. SAE Bd. 29 (1931) II, S. 215.
- [46] E. H. Kadmer: l. c. [16] S. 135, 136.
- [47] R. Koetschau: Über die thermische Beständigkeit hochsiedender Mineralöle. Von den Kohlen und den Mineralölen, III. Bd. 1930; S. 110 bis 168.
- [48] A. Maillard: Sur l'altération des huiles de graissage dans les moteurs à combustion interne. Ann. com. liq. 1936, S. 965.
- [49] M. Richter: Die Bestimmung der thermischen Beständigkeit von verschiedenen Flugmotorenölen. Nicht veröffentl. Bericht 1938.
- [50] ASTM-Standards on petroleum products and lubricants (1937) S. 53.
- [51] A. v. Philippovich: Neuere Untersuchungsverfahren zur Bestimmung der Rückstandsbildung von Motorenölen. DVL-Jahrbuch 1933, VI, S. 36/42.
- [52] H. Jentzsch: Bestimmung der Alterungsneigung von Ölen, Fetten, flüssigen Brennstoffen. DRP. 679357 (ausg. 3. 8. 1939).
- [53] J. Damian: Contribution au problème du graissage des moteurs à explosion et à combustion interne. La revue pétrolière (1937) Nr. 726 S. 337.
- [54] Standard Oil Development Co. (übert. von H. L. Thwaites): Method of and apparatus for testing lubricating oils. A. P. 2174021 vom 13. 5. 1936.

Die Prüfung von Schmierölen durch Reibungs- und Verschleißversuche an Motoren*).

Von C. Krienke.

Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof, Institut für Betriebstofforschung.

Die reibungs- und verschleißverhindernden Eigenschaften von Motorschmierölen gleicher Viskosität sind bisher noch nicht in dem für die Praxis erforderlichen Maße erfaßt worden.

Daher wurden Versuche an Einzylinder-Prüfstandsmotoren durchgeführt unter Versuchsbedingungen, die dem ungünstigsten Betriebszustand des luftgekühlten Flugmotors beim Abflug oder Steigflug entsprechen. Es zeigten sich bei Schmierölen verschiedenster Herkunft oder Zusammensetzung nur geringe Unterschiede im Reibungsverhalten, dagegen beträchtliche in den verschleißverhindernden Eigenschaften.

Gliederung.

- I. Anlaß der DVL-Versuche.
- II. Motorische Reibungs- und Verschleißversuche fremder Stellen.
- III. Motorische Reibungs- und Verschleißversuche der DVL.
- IV. Zusammenfassung.
- V. Schrifttum.

I. Anlaß der DVL-Versuche.

Jede Maschine und damit auch jeder Verbrennungsmotor besitzt Bauteile, welche sich an Gleitstellen gegeneinander bewegen. Die an diesen Stellen — trotz Vorhandenseins von Schmierstoffen — auftretenden Reibungs- und Materialverluste sind für die Größe der Wirkungsgrade sowie für die Lebensdauer von Motoren und deren Bauteilen von so großer Bedeutung, daß es erforderlich ist, ihre genaue Größe zu kennen. Dies bedingt eine saubere und einwandfreie Erfassung von Reibungs- und Verschleißgrößen an Motoren bzw. an deren Bauteilen, welche bisher nur selten gelungen ist, da sich meistens Einflüsse verschiedenster und vielfältigster Art auswirkten und so die Ergebnisse verzerrten. Ein Amerikaner [1] kennzeichnete daher mit der jenseits des großen Teiches üblichen Übertreibung diese Sachlage folgendermaßen: »Über den Motorenverschleiß liegen so wenig zuverlässige Erkenntnisse vor, daß Verschleiß in eine Kategorie mit Religion und Politik gehört.« Hinzu kommt, daß gerade »bei der Weiterentwicklung des modernen Flugmotors das Problem der geschmierten Oberfläche die Konstruktion beherrscht und zum Hauptbegrenzungsfaktor der Motorenentwicklung wird« [2]. Da ferner die wenigen bekannt gewordenen Erfahrungen und Ergebnisse über die praktische Bewährung von Schmierölen im Motor reichlich unklar sind und andererseits die Übertragbarkeit der Ergebnisse von Schmierölprüfgeräten noch keineswegs restlos geklärt ist, wurde vermutet, daß motorische Prüfstandsversuche zu besonders wertvollen Erkenntnissen führen müßten. Dieser Tatbestand war daher der Anlaß, in der DVL motorische Prüfstandsversuche durchzuführen, um bei Verwendung verschiedener Schmieröle einwandfreie Reibungs- und Verschleißwerte zu ermitteln und damit die Schmiereignung der untersuchten Öle bewerten zu können.

II. Motorische Reibungs- und Verschleißversuche fremder Stellen.

Vor einer Besprechung der DVL-Versuche seien die Ergebnisse der von anderen Stellen durchgeführten Reibungs- und Verschleißversuche kurz erwähnt. Diese Versuche

sollten entweder Aufschluß geben über die Auswirkungen irgendwelcher Einflüsse oder aber über die Schmiereignung von Werkstoffen, Schmierstellen oder Schmiermitteln.

So untersuchte Williams [3] den Einfluß der Motortemperatur auf den Zylinderverschleiß, und Beck u. Bopp [4] ebenfalls die Auswirkungen der Temperatur sowie der Starthäufigkeit auf den Kolbenringverschleiß. Übereinstimmend wurde bei sehr niedrigen Zylinderwandtemperaturen ein Ansteigen des Verschleißes festgestellt.

Die Schmiereignung von Werkstoffen und den Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit untersuchte Englisch [5] und fand dabei, daß die Härte von Zylinderlaufbüchsen in keinem direkten Verhältnis zu ihrem Verschleißverhalten steht. Versuche von Bridgeman und Leidig [6] bestätigten dies und ergaben weiterhin, daß die günstige Wirkung großer Oberflächengüte eine Grenze hat, indem sich bei weiterer Steigerung sogar ein Aufrauen ergeben kann.

Der Einfluß der Schmierölviskosität auf die Motorleistung wurde auf dem I. G. Farben-Motorprüfstand Oppau [7] sowie auch von Paul [8] untersucht, und von beiden Stellen wurden bei Ölen mit sehr verschiedenen Viskositäten beachtliche Leistungsunterschiede gemessen. Zur Frage der Auswirkung verschiedener Viskositäten auf den Kolbenring- und Zylinderverschleiß fand Williams [9] eine nur sehr geringfügige Verschleißabnahme bei steigender Ölviskosität.

Den Einfluß der Schmierölalterung auf den laufenden Verschleißvorgang suchte Beck [10] zu erfassen und folgert auf Grund seiner Ergebnisse, »daß die im motorischen Betrieb eintretende Ölalterung zunehmend eine Verschleißerhöhung bedingt.«

Dauerversuche von Bopp [11] an der gleichen Forschungsstelle mit Schmierölen von gleicher Viskosität bei 50° C sollten den Einfluß ihrer verschiedenen Herkunft auf den Verschleiß klären. Sie ergaben aber keine eindeutigen oder sehr großen Unterschiede. Der Zusatz von Rizinusöl und kolloidalem Graphit führte nur am 1. Kolbenring zu einer gewissen Verschleißabnahme.

Messungen von Boerlage u. Gravesteyn [12] ergaben praktisch keinen Unterschied im Verschleiß bei Verwendung verschiedener Markenöle unter normalen Bedingungen.

In einer Arbeit von Vogelpohl [13] findet sich in einer Fußnote, nach Ruegenberg, der Hinweis auf Untersuchungen von Fanning, wobei sich beim Betrieb mit einem fettigen Öl gegenüber einem entsprechenden Mineralöl keinerlei Unterschiede im Kolbenringverschleiß ergeben haben.

Zusammenfassend kann festgestellt werden, daß die bisher bekannt gewordenen Ergebnisse von Reibungs- und Verschleißversuchen die Frage der Schmiereignung von Schmierölen unter Ausschluß des Viskositätseinflusses nicht restlos zu klären vermochten. Um so mehr sind weitere Arbeiten in dieser Richtung erforderlich.

III. Motorische Reibungs- und Verschleißversuche der DVL.

Von den jetzt zu besprechenden DVL-Versuchen können in Anbetracht des großen Umfanges der Untersuchungen nur die wichtigsten Punkte der Durchführung und der Messungen erwähnt werden.

*) G 35.

A. Durchführung der Versuche.

Eine kritische Beurteilung der von fremden Stellen ermittelten Versuchsergebnisse hatte zu der Erkenntnis geführt, daß für erfolgversprechende diesbezügliche Versuche eine viel genauere Konstanthaltung aller Betriebsbedingungen und eine noch schärfere Ausschaltung von Fremdeinflüssen erforderlich ist. Da bei den DVL-Versuchen als einzig Veränderliche sich die Schmiereigenschaften verschiedener Schmieröle von möglichst gleicher Viskosität auswirken sollten, mußte darauf geachtet werden, daß außer den Betriebsbedingungen die Schmiereignungen der Werkstoff und der Schmierstellen konstant gehalten wurden.

Dieser Forderung konnte nur beim Prüfstandsversuch am Einzylindermotor weitgehend nachgekommen werden, und es wurden daher in der DVL die Versuche an drei Einzylindermotoren, davon an einem großen Flugmotoren-Einzylinder, durchgeführt.

Für die Festlegung der Meßgrößen war die Überlegung maßgebend, daß die für die Schmierung eines Flugmotors kritischste Stelle durch die von den Kolbenringen bestrichene Zylinderlauffläche gegeben ist. Die entsprechende Überlegung bzgl. der Versuchsbedingungen führte zur Erkenntnis, daß der an dieser Stelle auftretende Schmierzustand der Teilschmierung durch seinen Anteil an Hochtemperatur-Grenzschmierung gekennzeichnet ist. Daher wurde als entscheidende Versuchsbedingung die höchste thermische Beanspruchung des Zylinders gewählt, welche am luftgekühlten Flugmotor beim Abflug und beim Steigflug dadurch auftritt, daß in diesen beiden Fällen der Motor Volleistung abgeben muß bei einer durch den Ausfall der vollen Wirkung des Flugwindes nur ungenügenden Kühlung.

Auch alle anderen Versuchsbedingungen entsprachen den in bezug auf Schmierung schärfsten im Betrieb vorkommenden Verhältnissen.

Als Meßgrößen wurden die Reibungsleistungen und die Verschleißwerte von Zylinder, Kolben und Kolbenringe ermittelt und auf Grund dieser Ergebnisse die reibungs- und verschleißverhindernden Eigenschaften der untersuchten Schmieröle beurteilt.

Um diese Eigenschaften deutlich und unverzerrt zur Auswirkung kommen zu lassen, wurden Fremdeinflüsse, wie Ölverschmutzung durch von außen kommende Fremdkörper, das Auftreten von Korrosionserscheinungen während des Betriebes und vor allem während des Stillstandes, sowie der Einfluß von Kraftstoffüberschuß im Verbrennungsraum und andere Einflüsse weitgehend ausgeschaltet.

Dagegen muß betont werden, daß die Versuchsergebnisse nicht den Augenblickszustand eines Schmieröles kennzeichnen, sondern daß diese den Einfluß der laufenden Ölveränderung durch die Bildung von Oxydationsprodukten im Öl und ebenfalls den Einfluß des laufenden Motorverschleißes enthalten.

Den Fragen der Motorreinigung und des Austausches von Bauteilen sowie deren Einlauf mußte besondere Aufmerksamkeit zugewendet werden.

An Meßgeräten wurde alles eingesetzt, um mit Hilfe genauester Meßverfahren eine höchstmögliche Zuverlässigkeit der Messungen zu erreichen.

Wie bereits erwähnt, sollte durch die Untersuchung von Schmierölen mit annähernd gleicher Viskosität der Einfluß einer unterschiedlichen Zähflüssigkeit ausgeschaltet werden. Die gewählten und untersuchten Öle gehören fast alle der Viskositätsklasse 17 bis 19° E bei 50° C an, entsprechend der Viskosität des heute gebräuchlichsten Flugmotorschmieröles Rotring D. Für derartige Versuche ist allerdings nicht die Viskosität bei 50° C, sondern diejenige bei den anderen Schmierstellen auftretenden Temperaturen von entscheidender Bedeutung. Diese lagen bei den scharfen Versuchsbedingungen im Gebiet von etwa 150 bis 300° C. Die auf dem Viskositäts-Temperaturblatt nach Ubbelohde eingetragenen Werte (Bild 1) zeigen, daß bei 150° C mit Ausnahme von zwei synthetischen Schmierölen die Viskositäten aller untersuchten Öle bei etwa 1,4 bis 1,5° E liegen. Die vorhandenen Unterschiede sind übrigens nicht größer als die bei einer Meßtemperatur von 100° C zulässigen Meßtolerenzen von ± 10%.

B. Versuchsergebnisse und deren Auswertung.

Die Ergebnisse der sehr umfangreichen Versuche sollen an Hand von Abbildungen gezeigt werden. Diese bringen zuerst die Ergebnisse der Verschleißversuche an den beiden kleineren Motoren. So ist aus Bild 2 zu ersehen, daß sich die Größe des Verschleißes am Siemens-Ölprüfmotor mit einer Zunahme der Kerzenringtemperatur nicht eindeutig änderte.

Auch die Ergebnisse von Läufen mit verschiedener Laufzeit befriedigten nicht, und dies gilt auch für die Prüfläufe mit verschiedenen Ölen unter gleichen Bedingungen, Bild 3.

Ein ähnliches, ebenfalls negatives Ergebnis hatten die Versuche am NSU-Einzylindermotor. Die Wiederholbarkeit war schlecht und die Unterschiede bei Verwendung verschiedener Schmieröle waren sehr klein, Bild 4.

Der Grund für die nicht sehr aufschlußreichen Ergebnisse der Versuche an den beiden kleineren Prüfmotoren ist

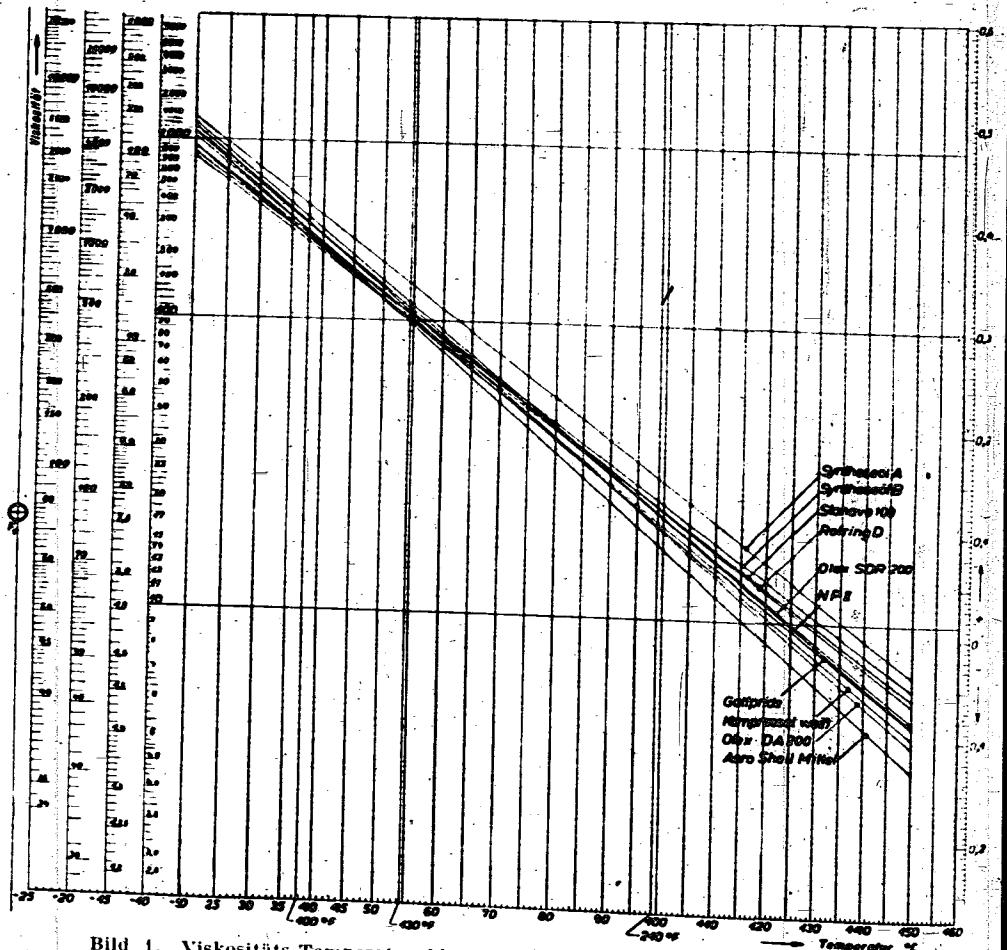


Bild 1. Viskositäts-Temperaturabhängigkeit der untersuchten Schmieröle.

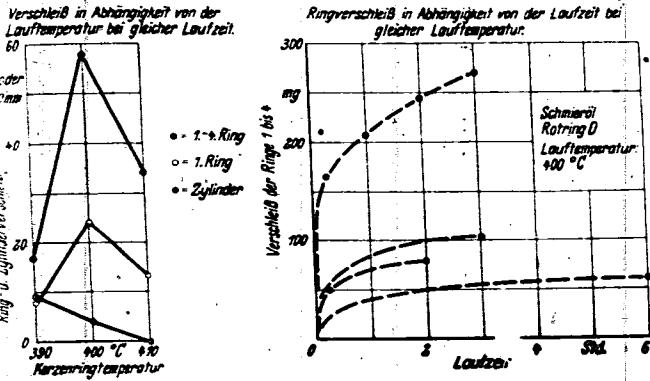


Bild 2. Verschleißversuche am Siemens-Ölprüfmotor.

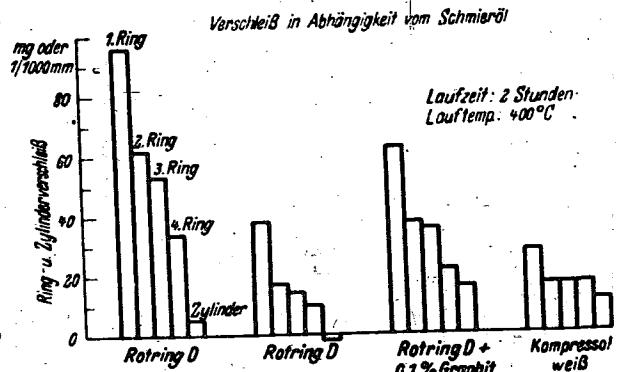


Bild 3. Verschleißwerte aus Prüfläufen mit verschiedenen Schmierölen am Siemens-Ölprüfmotor.

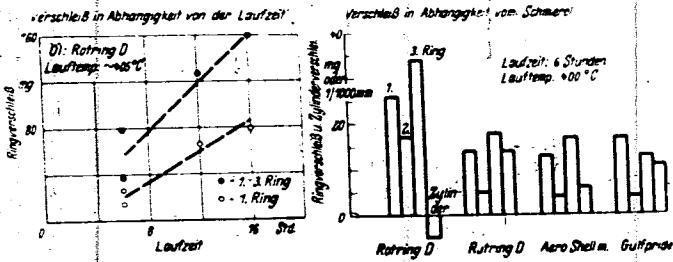


Bild 4. Ergebnisse von Verschleißversuchen am NSU-Motor.

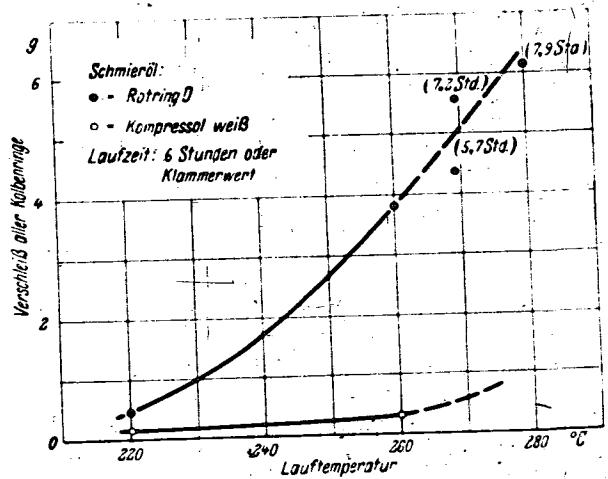


Bild 5. Verschleiß in Abhängigkeit von der Lauftemp.

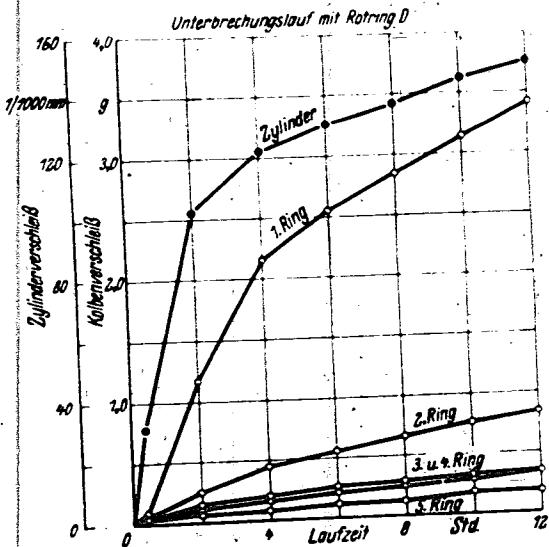


Bild 6. Verschleiß in Abhängigkeit von der Laufzeit.

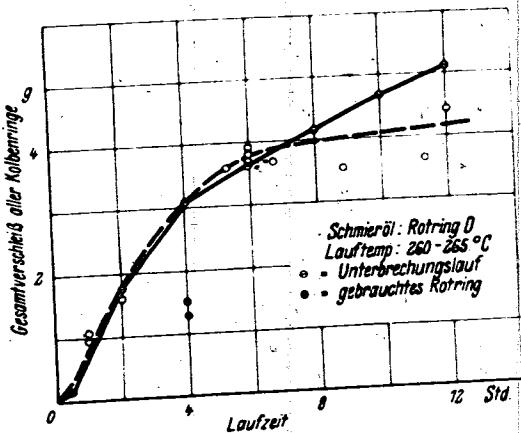


Bild 7. Verschleiß in Abhängigkeit von der Laufzeit.

wohl in erster Linie in der sehr kleinen Größenordnung des Verschleißes zu suchen, da sich unter diesen Verhältnissen bereits eine mehr oder weniger scharfe Reinigung gefahrener Ringe bei den geringen Gewichtsverlusten überaus stark auswirkt. Auch die Herstellungsgenauigkeit der kleinen Kolbenringe ist nur als mäßig zu bezeichnen. In Anbetracht dieser Sachlage wurden in der DVL alle weiteren Versuche am großen BMW-132-Flugmotoren-Einzylinder durchgeführt. Hier ließen sich infolge der größeren Abmessungen aller Teile die Betriebsbedingungen besser einregeln und konstant halten. Außerdem sind die Bauteile äußerst gleichmäßig hergestellt und die Größenordnungen der Reibungs- und Verschleißwerte liegen wesentlich höher als bei den kleineren Motoren.

Zuerst sollen die Ergebnisse von Verschleißmessungen am BMW-132-Einzylinder gezeigt werden. Bild 5 bringt die Abhängigkeit des Verschleißes von der Lauftemp. und Bild 6 zeigt die Abhängigkeit des Verschleißes der einzelnen Bauteile von der Laufzeit.

Bild 7 zeigt die gleiche Abhängigkeit für den Gesamtverschleiß aller Kolbenringe.

Noch aufschlußreicher ist die entsprechende Darstellung der Abhängigkeit des stündlichen Kolbenring- und Zylinderverschleißes von der Laufzeit, Bild 8 und 9.

Um für die zahlenmäßige Bewertung einen Vergleichsmaßstab zu besitzen, würden die Eigenschaften des gebräuchlichsten Flugmotorenöles Rotring D willkürlich mit dem Verschleißverhinderungswert 50 bewertet; dagegen wurde einem gedachten, idealen Schmieröl, welches das Auftreten von Verschleißerscheinungen im Motor vollkommen verhindern würde, der Wert 100 zuerkannt. Aus den jeweils gemessenen Verschleißgrößen wurden nun für alle geprüften Schmieröle die Verschleißverhinderungswerte errechnet und vergleichbar dargestellt.

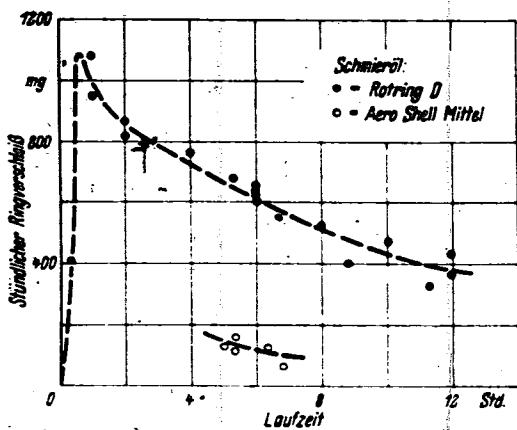


Bild 8 (links). Stündlicher Ringverschleiß in Abhängigkeit von der Laufzeit.

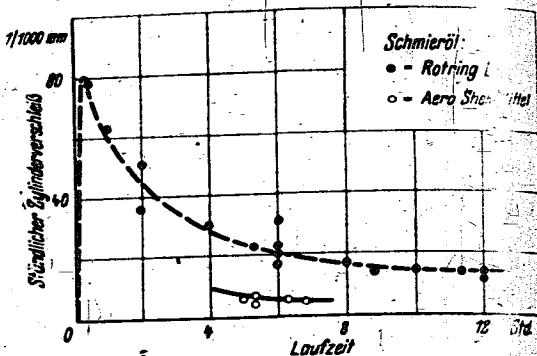


Bild 9 (rechts). Stündlicher Zylinderverschleiß in Abhängigkeit von der Laufzeit.

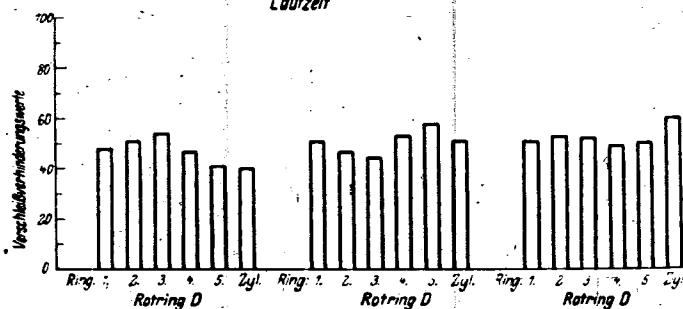


Bild 10. Verschleißverhinderungswerte aus Prüfläufen mit Rotring D.

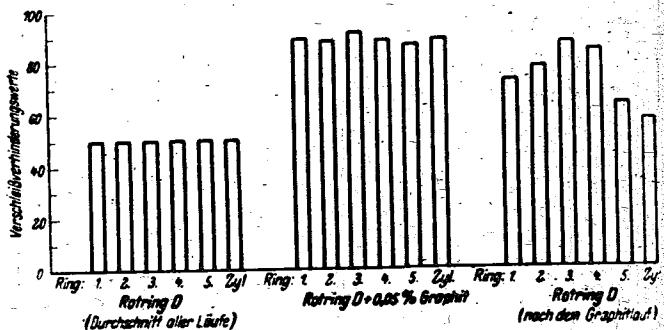


Bild 11. Verschleißverhinderungswerte aus Prüfläufen mit Rotring D (Mittelwert) und Rotring D + Graphitzusatz.

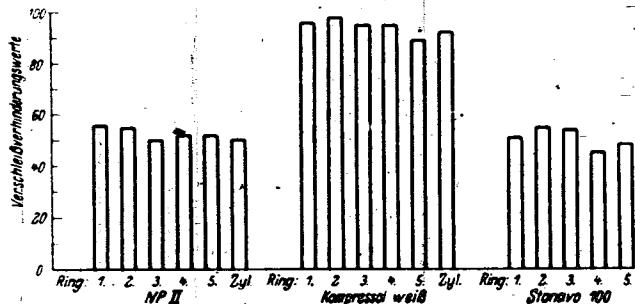


Bild 12. Verschleißverhinderungswerte aus Prüfläufen mit verschiedenen Schmierölen.

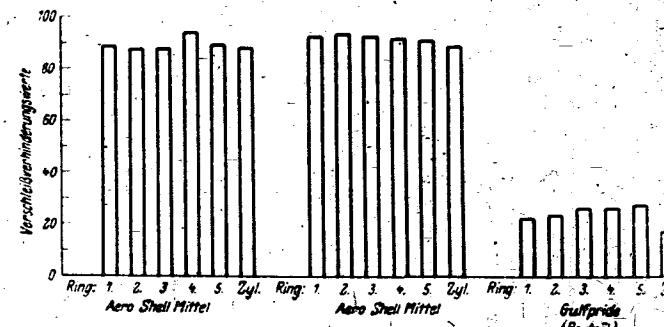


Bild 13. Verschleißverhinderungswerte aus Prüfläufen mit verschiedenen Schmierölen.

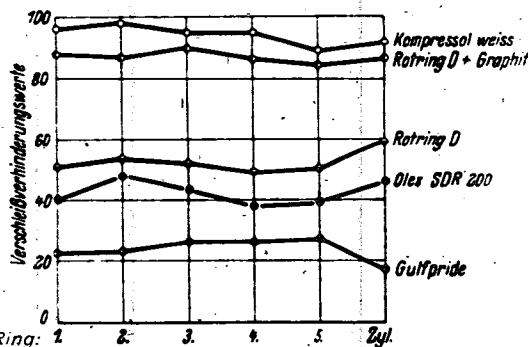


Bild 14. Verschleißverhinderungswerte von Schmierölen, errechnet aus den Verschleißgrößen verschiedener Bauteile.

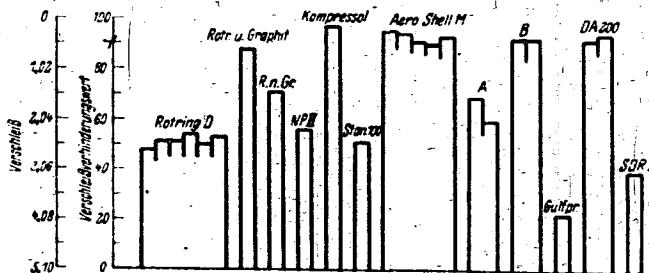


Bild 15. Verschleißverhinderungswerte von Schmierölen, ermittelt aus dem Verschleiß des 1. Kolbenringes.

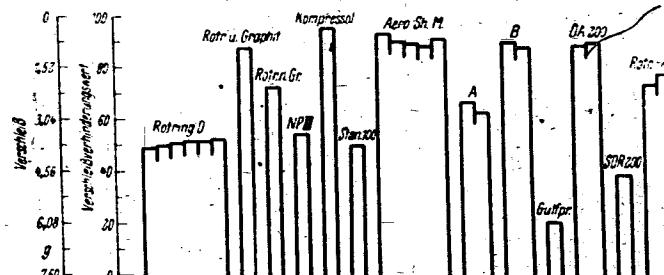
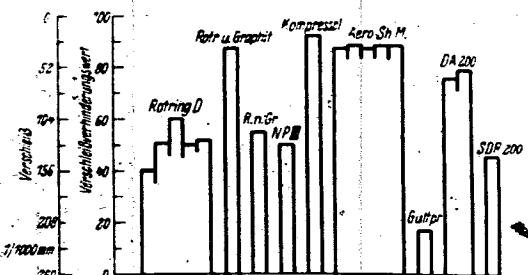


Bild 17. Verschleißverhinderungswerte von Schmierölen, ermittelt aus dem Gesamtverschleiß aller Kolbenringe.

Bild 16 (links). Verschleißverhinderungswerte von Schmierölen, ermittelt aus dem Verschleiß der Zylinderlaufflächen.

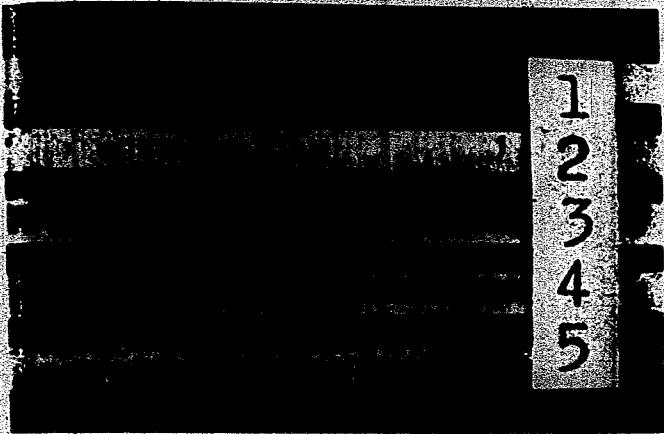


Bild 18. Lauffläche des 1. (obersten) Kolbenringes.

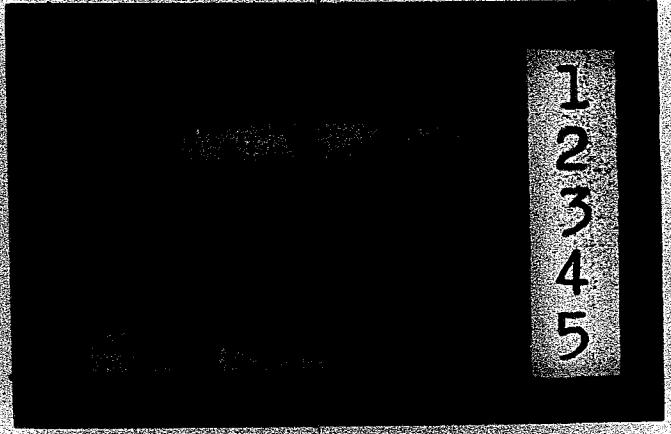


Bild 19. Lauffläche des 1. Ringes am Stoß.

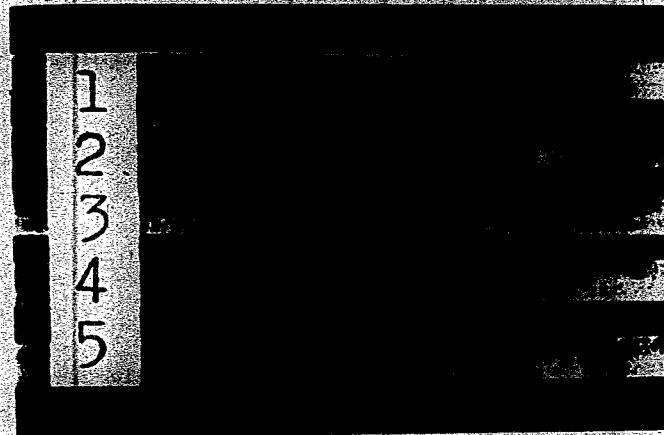


Bild 20. Lauffläche des 2. Kolbenringes.



Bild 21. Lauffläche des 2. Ringes am Stoß.

Bild 18 bis 21. Kolbenringlaufflächen vor und nach Prüfläufen mit verschiedenen Schmierölen.
1 neuer Ring, 2 Kompressol weiß, 3 Rotring D + Graphit, 4 Rotring D, 5 Gullpride.

Bild 10 zeigt die Ergebnisse von drei Rotring-D-Läufen. und Bild 11 bis 13 bringen eine Darstellung der Verschleißverhinderungswerte einiger untersuchter Schmieröle.

Bild 14 zeigt für einige Öle, daß die Bewertungen auf Grund der Verschleißmessungen an den einzelnen Bauteilen gut übereinstimmen.

Einen guten Überblick über die Unterschiede der untersuchten Schmieröle bringen die folgenden Bilder mit den aus dem Verschleiß jeweils eines Bauteiles errechneten Werten, Bild 15 und 16.

Eine Bewertung auf Grund des Gesamtverschleißes aller Kolbenringe ergab die bei weitem beste Wiederholbarkeit, so daß diese Wertung, als maßgebend für die endgültige Beurteilung der geprüften Schmieröle angesehen wurde. Bild 17.

Diese Zusammenstellung zeigt, daß der Zusatz von kolloidalem Graphit zu Rotring D eine Erhöhung des Verschleißverhinderungswertes von 50 auf 88 ergab. Den besten Wert aller untersuchten Schmieröle erzielte mit 96 das als fast reines Rizinusöl zu betrachtende Kompressol weiß. Einen ebenfalls sehr günstigen Wert 91 ergab die Prüfung von Aero Shell mittel, welches einen Fettölgehalt von etwa 4% besitzt. Das Flugmotorenöl Stanavo 100 und das Mischöl NP 2 ergaben, wie ihre Werte 51 und 55 zeigen, nur etwas geringeren Verschleiß als Rotring D. Dagegen liegen die synthetischen Schmieröle A und B mit ihren Werten 66 und 90 recht günstig. Der bei weitem schlechteste Verschleißverhinderungswert 23 war das Ergebnis einer Untersuchung des Benzeoles Gullpride. Das gewöhnliche Raffinat und Maschinenöl DA 200 bewies mit seinem guten Wert 91, daß milde weiterverarbeitete Rohöle eine bemerkenswert gute Schmierwirkung besitzen; wogegen das helle Dieselschmieröl SDR 200 mit dem mäßigen Wert 41 die Folgen einer scharfen Raffination zeigte. Die Verschleißverhinderungswerte vom

gebrauchten Rotring D ließen erkennen, daß eine Alterung infolge hoher thermischer Beanspruchung die verschleißverhindernden Eigenschaften eines Schmieröles verbessern kann.

Eine sehr gute Anschauung von den an den Kolbenringen auftretenden Verschleißerscheinungen vermitteln Bild 18 bis 21, welche die Kolbenringlaufflächen vor und nach Prüfläufen mit verschiedenen Schmierölen zeigen.

Anschließend sollen Versuchsergebnisse gezeigt werden, welche über die Abhängigkeit der Reibungsleistung vom verwendeten Schmieröl Aufschluß geben. Bild 22 und 23 bringen die aus den gemessenen Nutzleistungen in Normalleistungen (bei 20° C und 760 mm QS) umgerechneten Werte und die sich bei einer Beziehung auf die Reibungsleistung ergebenden Unterschiede.

Die Versuchswerte lassen erkennen, daß die Unterschiede der reibungsvermindernden Eigenschaften gebräuchlicher Flugmotoren- und sonstiger Schmieröle von annähernd gleicher Viskosität mit einer Ausnahme keinen Unterschied in der Motorleistung ergaben, welcher größer ist als die üblichen Betriebsschwankungen in der Größenordnung von wenigen Prozenten.

Dagegen sind die Unterschiede bei den aus dem Zylinder- und Kolbenringverschleiß ermittelten Verschleißverhinderungswerten sehr groß, und die Wiederholbarkeit reicht aus, um auf diese Weise Flugmotorenschmieröle hinsichtlich ihrer verschleißverhindernden Eigenschaften prüfen und bewerten zu können, Bild 24.

Durch eine Gegenüberstellung der Verschleißverhinderungswerte und der Ergebnisse von Prüfungen derselben Schmieröle hinsichtlich ihrer Neigung zum Ringfestgehen. Bild 25, kann gezeigt werden, daß sich bei den meisten Schmierölen gute Verschleißverhinderungseigenschaften und eine gute Temperaturbeständigkeit gegenseitig ausschließen.

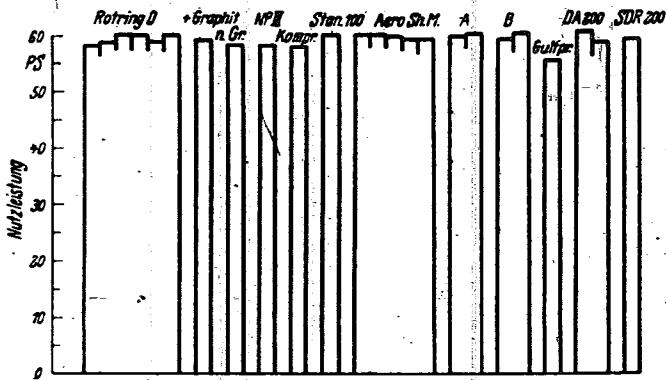


Bild 22. Nutzleistungen bei Verwendung verschiedener Schmieröle:

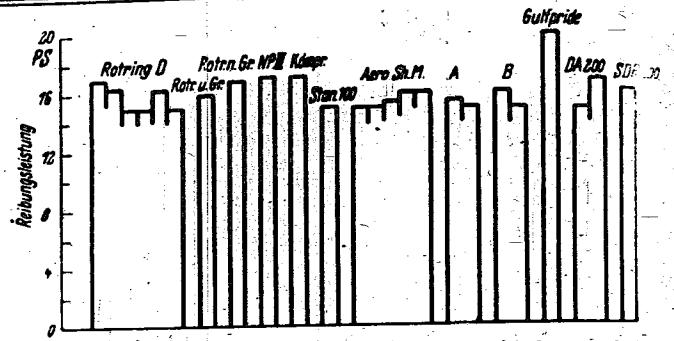


Bild 23. Reibungsleistungen bei Verwendung verschiedener Schmieröle.

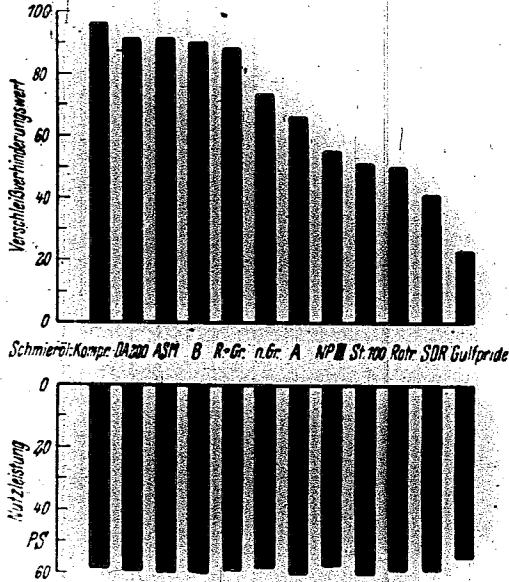


Bild 24. Gegenüberstellung von Verschleißverhinderungswerten und Nutzleistungen.

Eine vielversprechende Ausnahme von dieser Regel macht nur ein synthetisches Schmieröl.

IV. Zusammenfassung.

Die in der DVL an mehreren Einzylinder-Prüfmotoren bei Verwendung verschiedener Schmieröle von annähernd gleicher Viskosität durchgeführten Reibungs- und Verschleißmessungen wurden kurz beschrieben und an Hand der am großen Flugmotoren-Einzylinder ermittelten Versuchsergebnisse wurde gezeigt, daß es wohl möglich ist, mittels einer derartigen motorischen Prüfung die verschleißverhindernden Eigenschaften von Schmierölen zu bewerten sowie die Größe der Unterschiede im Reibungsverhalten zu bestimmen.

V. Schrifttum.

- [1] M. M. Roensch, Observations on cylinder-bore wear. SAE-Journ. Bd. 40 (1937), Nr. 3, S. 89.
- [2] D. R. Pye, Surface films and lubrications J. Roy. Aeron. Soc. (1936), Nr. 310, S. 754.
- [3] C. G. Williams, Cylinder wear in gasoline engines. SAE-Journ. (1936) Mai, S. 191.
- [4] G. Beck u. A. Bopp, Zylinderverschleiß und Ölveränderung bei verschiedenen Betriebsbedingungen. Kraftstoff (1939) Oktober/November, S. 17.

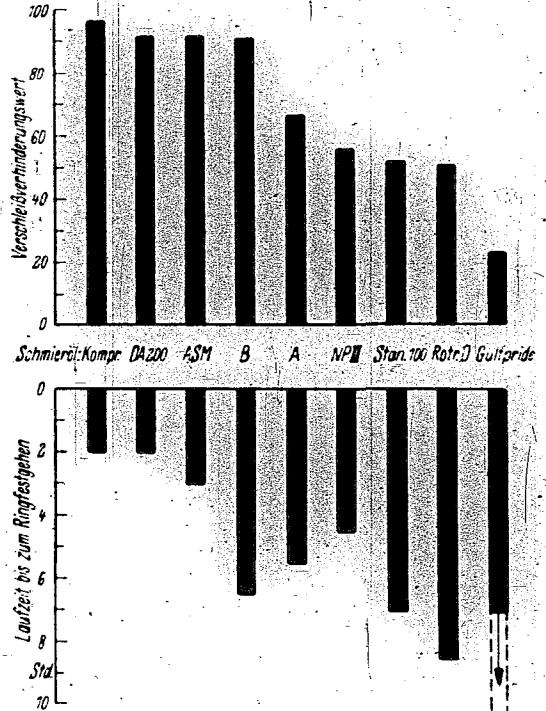


Bild 25. Gegenüberstellung von Verschleißverhinderungswerten und Temperaturbeständigkeitswerten.

- [5] C. Englisch, Zylinderlaufbüchsen für Fahrzeugmotoren und ihre Werkstoffe. ATZ (1941), H. 12, S. 305.
- [6] C. C. Bridgeman u. M. L. Leidig, The effect of oil characteristics on wear in aviation engines. SAE-Tagung Detroit, Januar 1938, übersetzt in Luschau. Bd. 4 (1938), Nr. 8/9.
- [7] H. Zorn, Die chemische Technologie der Schmieröle. Nicht veröffentlichter Bericht, Juni 1938.
- [8] W. Paul, Der Einfluß der Zähflüssigkeit verschiedener Schmieröle auf die Reibungsverluste eines Otto-Motors. Öl und Kohle (1941), Nr. 9, S. 116.
- [9] C. G. Williams, Cylinder wear, Autom. Engr. (1938), Nr. 374, S. 285.
- [10] G. Beck, Zylinder- und Kolbenringverschleiß. Dt. Kraftfahrtforschung, H. 29 (1939), VDI-Verlag.
- [11] A. Bopp, Zylinderverschleiß und Ölveränderung in Abhängigkeit vom Schmiermittel. Kraftstoff (1940), Januar/Februar.
- [12] G. D. Böerlage u. B. J. J. Gravesteyn, Cylinder wear in Diesel engines. SAE-Journ. (1936), Mai, S. 197.
- [13] G. Vogelpohl, Zur Klärung des Gleitreibungsverganges (Fußnote 48). Öl u. Kohle (1939), Nr. 37, S. 720.

Über die Anwendung der Spannungsoptik in der Praxis*).

Von H. G. Sossinka u. H. Knust.

Bericht der BMW Flugmotorenbaugesellschaft m. b. H., München.

Die optische Meßmethode zur Ermittlung eines Spannungszustandes wurde in der Praxis bisher fast nur bei ebenen Modellen angewandt. Mit gewissen Einschränkungen läßt sich dieses Verfahren aber auch auf räumliche Modelle ausdehnen und bietet hierbei den Vorteil der Übersichtlichkeit und der quantitativen Auswertung.

Gliederung.

- I. Allgemeines.
- II. Durchführung spannungsoptischer Untersuchungen.
 - a) Physikalische Grundlagen des Verfahrens.
 - b) Behandlung des Modellwerkstoffes.
 - c) Auswertung des aufgegebenen Spannungszustandes.
 - d) Beispiel einer spannungsoptischen Untersuchung an zwei formverschiedenen Pleuelstangen.
 - e) Kritik des Verfahrens.
- III. Zusammenfassung.
- IV. Schrifttum.

I. Allgemeines.

Die Bestimmung des Spannungszustandes an formbehinderten Bauteilen, ist abgesehen von wenigen Ausnahmen, bisher nur auf experimentellem Wege möglich, da die bekannten Formeln der Festigkeitsrechnung die Formziffern bzw. Kerbwirkungszahlen vernachlässigen. Zur Ermittlung der Spannungsspitzen bedient man sich im allgemeinen der bekannten Dehnungsmeßverfahren [1], die jedoch die Kenntnis der Hauptdehnungen voraussetzen. Man muß also mittels eines Reißlackversuches die Richtung der Hauptdehnungen festlegen und dann mit Tensometern bzw. Feindehnungsmessern punktweise die Größe dieser Dehnungen messen und daraus die zugehörigen Normalspannungen errechnen.

Ein optisches Verfahren zur Ermittlung der Beanspruchungsverteilung beruht auf der Untersuchung von Kunstharzmodellen, deren Ergebnis auf formgleiche Stahlbauteile zu übertragen ist. Diese spannungsoptischen Versuche sind an ebenen und mit gewissen Einschränkungen auch an räumlichen Modellen durchzuführen.

II. Durchführung spannungsoptischer Untersuchungen.

a) Physikalische Grundlagen des Verfahrens.

Die Versuchseinrichtung besteht grundsätzlich aus einer Lichtquelle und zwei Polarisationsfiltern von 350 mm-Dmr., deren Polarisations Ebenen um 90° gegeneinander verdreht sind. Zur möglichst gleichmäßigen Verteilung der Strahlen läßt man das Licht durch eine Milchglasscheibe fallen, Bild 1. In dem dahintergeschalteten Polarisator wird das beliebig schwingende Licht linear polarisiert. Es kann also den zweiten Filter, den sog. Analysator, nicht durchdringen, da die Schwingungsebene des Lichtes nicht mit der Polarisations Ebene zusammenfällt. Bringt man nun ein spannungsfreies Modell aus doppelbrechendem Kunstharz, z. B. Trolon [2] bzw. Dekorit [3], zwischen die Filter, tritt im Blickfeld keine Veränderung ein. Belastet man jedoch das Modell, so wird das linear polarisierte Licht in zwei aufeinander senkrecht stehende Teilstrahlen von verschiedener Fortpflanzungsgeschwindigkeit, nämlich den ordentlichen und den außerordentlichen Strahl, zerlegt. Die dadurch her-

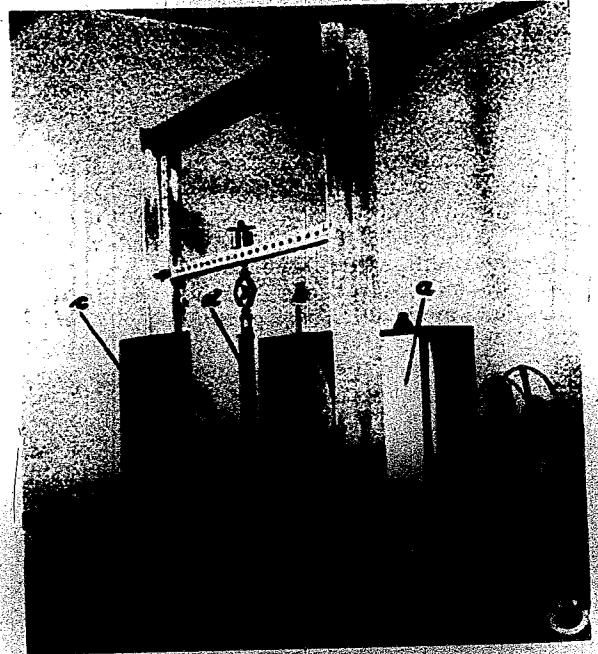


Bild 1. Ansicht der Versuchseinrichtung.
 a) Lichtquelle mit weißem und einfarbigem Licht. c) Analysator.
 b) Polarisator. d) Modell.

vorgenerufene Phasenverschiebung ist der Differenz der beiden Hauptnormalspannungen proportional, da die Schwingungsebenen beider Teilstrahlen mit den Richtungen der Hauptspannungen zusammenfallen. Der Beobachter wird aus diesem Grunde im allgemeinen schwarze und farbige Linienzüge feststellen. Die farbigen Linien, auch Isochromaten genannt, verbinden die Orte gleicher Hauptschubspannungen, während die schwarzen Linien oder Isoklinen die Punkte gleicher Hauptnormalspannungsrichtungen kennzeichnen. Da das Vorhandensein von Isoklinen und Isochromaten die Auswertung erschwert und andererseits die verschiedenen Verfahren zur Bestimmung der einzelnen Normalspannungen für die Praxis zu umständlich sind, trennt man beide Gruppen durch Zwischenschaltung von $\lambda/4$ -Blättchen, die jeweils zwischen Filter und Modell vorgehen werden. Die Achsenkreuze dieser $\lambda/4$ -Blättchen sind ebenfalls um 90° zueinander versetzt und außerdem zur Polarisations Ebene des Polarisators bzw. Analysators um 45° geneigt. Der im Polarisator linear polarisierte Lichtstrahl wird im ersten $\lambda/4$ -Blättchen in zwei Teilstrahlen gleicher Amplitude mit einer Phasenverschiebung von $\pi/2$ zerlegt, ihre Schwingungsebenen stehen also senkrecht zueinander. Der aus diesen beiden Komponenten zu konstruierende Lichtvektor bewegt sich während einer Lichtschwingung um 360° auf einer Schraubenlinie vorwärts. Wir haben jetzt zirkular polarisiertes Licht, das im Kunstharzmodell, wie oben erwähnt, zerlegt wird. Das zweite $\lambda/4$ -Blättchen vor dem Analysator hat die Aufgabe, das zirkular polarisierte Licht wieder

linear zu polarisieren. Jetzt treten nur noch Isochromaten, also keine Isoklinien mehr in Erscheinung. Etwaige Schwarzfärbung im Modell läßt unter diesen Bedingungen nur auf einen hydrostatischen Spannungszustand, d. h. einen Zustand von allseitig gleichem Zug bzw. Druck oder auf spannungsfreies Verhalten schließen.

b) Behandlung des Modellwerkstoffes.

Im Anlieferungszustand ist sowohl das Platten- wie das Blockmaterial nicht zu verarbeiten, da es auf Grund seiner Herstellung verspannt ist und nur eine geringe Härte besitzt. Diese unerwünschten Eigenschaften werden ausgeschaltet durch Anlassen des Werkstoffes bei 60°C und anschließende langsame Abkühlung. Man verwendet hierzu zweckmäßig einen elektrisch geheizten Luftumwälzofen, in dem die über 8 bis 10 h währende Abkühlung ausreichend langsam erfolgt. Platten von 10 mm Dicke läßt man ungefähr 5 h an, bei Blöcken von 70 mm Dicke heizt man dagegen 22 bis 25 h. Wird das Material im Anschluß an die Warmbehandlung 3 bis 4 Tage gelagert, so vollzieht sich zusätzlich noch eine Zeithärtung, die das Kriechen des Kunstharzes beträchtlich herabsetzt.

Bei der Modellherstellung ist darauf zu achten, daß die durch Lagerung und Wärmeinwirkung zerstörten Randzonen des Materials entfernt werden und außerdem ein zur Auswertung erforderlicher Eichstab vorgesehen ist, der die gleiche Vorbehandlung erfahren hat wie der Modellwerkstoff; widrigenfalls würde das Ergebnis durch die unterschiedliche spannungsoptische Konstante beider Materialien gefälscht. Man schneidet dann Modell und Eichstab mit 1 bis 2 mm Übermaß zur Vermeidung unerwünschter Erwärmung bei hoher Schnittgeschwindigkeit und dünnem Span auf einer Bandsäge aus und bringt sie auf das gewünschte Fertigmaß. Unerlässlich ist bei jeder Bearbeitung das Anblasen der Schnittfläche mit Preßluft, die zur Vermeidung von Reibungswärme den feinen Staub wegbläst und gleichzeitig eine zusätzliche Kühlung bringt. Zur Herstellung von Bohrungen ist statt eines Spiralbohrers ein entsprechender Zapfensenker zu verwenden. Während der ganzen Bearbeitung ist das Modell zur Vermeidung von Druckstellen in Filz zu betten. Fertig bearbeitete Oberflächen sind sofort mit beliebigem Öl einzureiben, um die Zerstörung der Randzonen bis zur abgeschlossenen Untersuchung zu verhindern, die eintreten würde, wenn die Bearbeitungsflächen der Atmosphäre ausgesetzt sind. Die Zeit zur Herstellung und Auswertung des Modelles darf jedoch nicht länger als einen Tag dauern, da nach etwa 24 h die eine genaue Auswertung störenden Randeffekte den tatsächlichen Spannungszustand beeinflussen.

Während man die Beanspruchung eines ebenen Modelles sofort nach seiner Fertigbearbeitung ermitteln kann, läßt man bei räumlichen Modellen den Spannungszustand durch Warmverformung und anschließende langsame Abkühlung erstarren [4]. Dieser verspannte Zustand bleibt dann längere Zeit erhalten. Der Versuchskörper wird dazu in eine Belastungsvorrichtung eingebaut, die nur die gewünschte Beanspruchung einleiten darf und zusammen mit dem Eichstab in einem Luftumwälzofen oder einem Flüssigkeitsbad auf 60°C erwärmt, wobei die Dauer der Wärmeinwirkung wieder der Wandstärke entsprechend zu wählen ist. Bei dieser Temperatur kann man das Kunstharz ungefähr bis zu $\sigma \leq 5 \text{ kg/mm}^2$ beanspruchen. Nach ausreichender Durchwärmung belastet man das Modell 15 min und arretiert die eingetretene Verformung derart, daß sich bei langsamer Abkühlung die im Material wirksam werdenden Rückstellkräfte nicht auswirken können. Es empfiehlt sich, Gewichtsbelastung zu wählen, da man bei Federbelastung die aufgegebenen Kräfte fortwährend regulieren muß, woraus sich auch eine längere Belastungszeit und die Gefahr der Materialabschreckung durch Temperaturänderungen bei der Einstellung der Kräfte ergibt. Um die Modellwerte auf das zu untersuchende Bauteil übertragen zu können, muß die Ähnlichkeit der geometrischen Verformung zwischen beiden Teilen gewahrt bleiben.

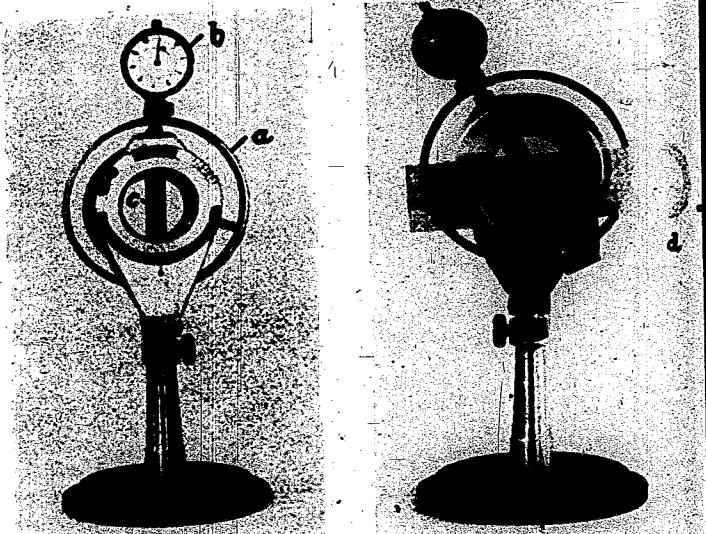


Bild 2.

Bild 3.

Bild 2 und 3 zeigen den zur Auswertung verwandten Kompensator.
a) Dynamometer, c) Kompensatorstab.
b) Kraftanzeige mittels Meßuhr, d) MeBobjekt.

c) Auswertung des aufgegebenen Spannungszustandes.

Die Auswertung eines Spannungsfeldes erfolgt mit Hilfe der Grundgleichung für die Spannungsoptik [5] und [6]. Danach ist die Phasenverschiebung, dividiert durch die Scheibendicke und Materialkonstante, der Hauptnormalspannungsdifferenz verhältnismäßig. Sind daher Wandstärke und Vorbehandlung von Modell und Eichstab gleich, kann man die Hauptschubspannung

$$\tau_{\max} = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2}$$

am ebenen Modell unmittelbar bestimmen, indem man die höchste Ordnungszahl mit dem im Eichversuch ermittelten Spannungssprung zwischen zwei Ordnungen multipliziert.

Hierbei hat es sich als zweckmäßig erwiesen, das Bild der bei Durchleuchtung mit einfarbigem Licht schwarz erscheinenden Isochromaten zu photographieren und die Auswertung an Hand der Aufnahme vorzunehmen, da bei Auswertung am Modell durch längere Belastung desselben ein starkes Fließen des Materials unvermeidlich ist.

Zur Eichung wählt man zweckmäßig einen glatten Biegestab, da man seinen Spannungszustand rechnerisch genau erfassen kann und bei einer Breite von 25 bis 30 mm eine genügende Anzahl von Ordnungen erhält.

Will man jedoch nicht nur ganzzahlige, sondern auch Bruchteile von Ordnungen bestimmen, muß man einen Kompensator zu Hilfe nehmen. Ein Gerät eigener Konstruktion hat sich gut bewährt, Bild 2 und 3. An einem gabelförmigen Halter wurde ein Ringdynamometer schwenkbar angeordnet, dessen Verformung eine Meßuhr anzeigt. Der im Ring angebrachte Kompensatorstab wird bis zum Auslöchen der gewünschten Ordnung im Modell belastet und der Ausschlag der Meßuhr auf die zugehörige Ordnungszahl umgerechnet.

Bei der räumlichen Untersuchung müßte man einen Schnitt in Richtung derjenigen der drei Hauptnormalspannungsebenen legen, die die größte Schubspannung liefert. Da die meisten Brüche der Bauteile aber von der Oberfläche ausgehen, genügt es im allgemeinen, die Oberfläche der gefährdeten Stellen abzuschälen und diese 3 bis 5 mm starken Schalen wie bei der ebenen Untersuchung auszuwerten.

d) Beispiel einer spannungsoptischen Untersuchung an zwei formverschiedenen Pleuelstangen.

Mehrfach auftretende Brüche am Übergang vom Schaft zum kleinen Auge waren der Anlaß zur Änderung der in Bild 4 und 5 dargestellten Pleuelkonstruktionen der Form A in die Form B. Die kreisbogenförmige Ausrundung zwischen

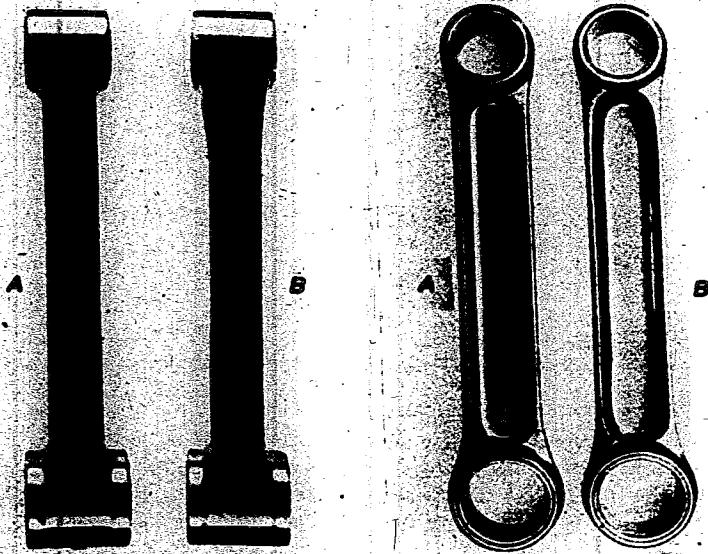


Bild 4.

Bild 5.

Bild 4 und 5. Bruchgefährdete Pleueiform A und verstärkte Pleueiform B.

den Seitenstegen wurde elliptisch gestaltet. Die Seitenstege wurden zum Auge hochgezogen und der Radius vom Mittel zum Seitensteg von 6 auf 8 mm erhöht, wobei jedoch der Mittelsteg aus Gründen der Gewichtsersparnis geschwächt werden mußte. Die überlagerte Druck- und Biegebeanspruchung wurde nach entsprechender Aufheizung des Modells durch Gewichtsbelastung aufgegeben, Bild 6. Während die durch Drucklast erfolgte Verformung mit zwei Muttern gegen weitere Be- oder Entlastung konstant zu halten war, wurde die durch Biegung verursachte Verformung durch einen Anschlag und sehr große Gewichtsbelastung des Biegemomentenhebels in zwei Richtungen arretiert. Die gleiche Aufnahme zeigt auch einen warmverformten Biegestab zur Bestimmung des Eichwertes. Nach Erstarrung des Spannungszustandes wurde das Modell geschält. Ein Teil der ausgewerteten Kunstharzschale ist in Bild 7 neben einem Holzmodell dargestellt. Die Spannungsverteilung der parallel zur Symmetrieachse geschälten Oberfläche der Seitenstege zeigt Bild 8. Die Anhäufung der Isochromaten am Übergang von den Seitenstegen in die kreisförmige Aussparung unterhalb der Pleuelaugen läßt die statisch höchstbeanspruchten Stellen sofort erkennen. Ein Vergleich der Untersuchungsergebnisse von Form A und B nach Bild 9 und 10 ergibt einen Spannungsabfall, der sich über den ganzen Pleueilschaft erstreckt. Die Spannungsspitze der Form A ist bei der verstärkten Ausführung um ungefähr 10% gesunken und aus dem gefährdeten Querschnitt weiter in die Mitte des weniger beanspruchten Schaftes gewandert.

Zur Kontrolle wurden die Spannungsgrößtwerte mit einem Feindehnungsmesser am Stahlbauteil nachgemessen. Dabei ergaben sich unter Zugrundelegung der Coulomb'schen Bruchhypothese geringe Unterschiede der Ergebnisse von 0 bis 5%, die durch geringe Abweichungen beider Modellformen aus Stahl und Kunstharz bedingt sein können.

e) Kritik des Verfahrens.

Die optische Meßmethode weist gegenüber der Spannungsbestimmung mit mechanischen und elektrischen Dehnungsmeßgeräten besondere Vorteile auf. Man erhält bei der Untersuchung direkt einen Überblick über die Spannungsverteilung im ganzen Prüfkörper. Außerdem läßt sich ein Modell aus Kunstharz wegen seiner guten Bearbeitbarkeit in viel kürzerer Zeit herstellen als das gleiche Bauteil aus Stahl. Ist ein kleiner Körper mit spitzen Kerben oder scharfen Übergängen zu untersuchen, wird man ihn mit verhältnismäßig geringem Arbeitsaufwand zur genauen Auswertung in vergrößertem Maßstab herstellen. Die Kunstharzmodelle erfordern im Gegensatz zum formgleichen

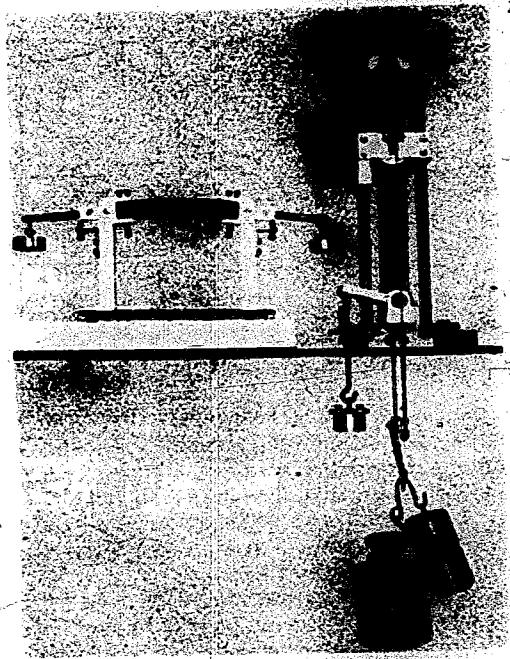


Bild 6. Belastungsvorrichtung zur Aufbringung einer überlagerten Druck- und Biegebeanspruchung an Pleuelstangen mit zugehörigem Eichstab.



Bild 7. Schnitte und Schalen einer Pleuelstange.

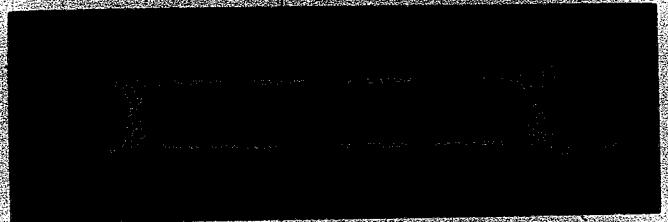


Bild 8. Spannungsverteilung an der Oberfläche der bruchgefährdeten Seitenstege nach Pleueiform A.

Element aus Stahl nur geringe Verformungskräfte, woraus sich wiederum einfache Belastungsvorrichtungen mit kleinen Abmessungen ergeben.

Der Nachteil des Verfahrens liegt darin, daß man praktisch bisher nur die Schubspannungen ermitteln kann, da die verschiedenen Verfahren zur Bestimmung der Normalspannungen zu zeitraubend sind. Ferner können die Eigenspannungen in den Randzonen das Spannungsfeld beeinflussen, sofern man sich nicht an die vorher erwähnten Zeiten für die Durchführung eines Versuches hält. Zur Vermeidung dieser Randeffekte wurde für ebene Modelle bereits ein für die Praxis brauchbares Verfahren [7] entwickelt,

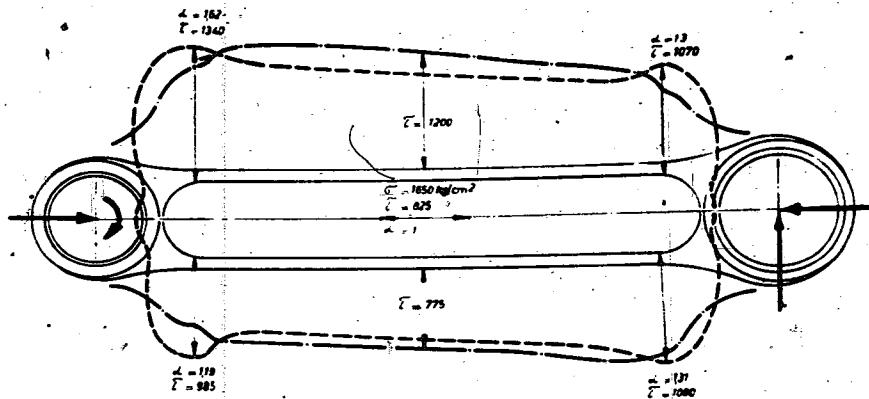


Bild 9. Spannungsverteilung im Schälenschnitt nach Form A bei Druck- und Biegebeanspruchung.

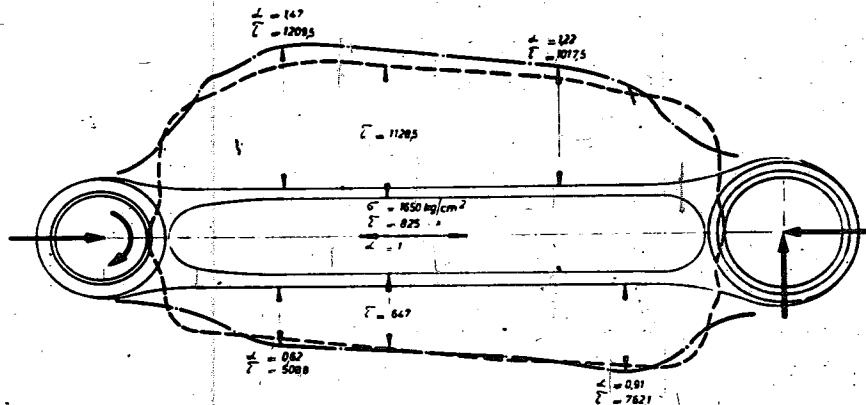


Bild 10. Spannungsverteilung im Schälenschnitt nach Form B bei Druck- und Biegebeanspruchung.

wonach man den Werkstoff mit Öl bestreicht, in Stanniol einbettet und dann unter geringem Überdruck in einem Ofen härtet.

III. Zusammenfassung.

Die Durchführung spannungsoptischer Versuche an ebenen und räumlichen Modellen in der Praxis wird behandelt. Es wird ein Überblick über die physikalischen Grundlagen des Verfahrens gegeben und die Vorbehandlung des Kunstharzes sowie die geeigneten Bearbeitungsmethoden erläutert. Die zur Auswertung eines räumlichen Modelles angewandte Methode und die hiermit erzielten Ergebnisse an zwei Pleuelstangen zeigen, daß die Spannungsoptik ein brauchbares Verfahren zur Ermittlung der Spannungsverteilung ist. Bei dynamisch beanspruchten Teilen muß das statische Verhalten des Prüfkörpers natürlich durch geeignete Dauerversuche oder besser in der zusammengebauten Maschine selbst ergänzt werden.

IV. Schrifttum.

- [1] F. Rötcher u. R. Jaschke, Dehnungsmessungen und ihre Auswertung. Verlag Springer 1939. — E. Lehr, Archiv für techn. Messen 1941/42 V. 91122.
- [2] Herstellerfirma: Venditor, Kunststoffverkaufs-G. m. b. H., Troisdorf (Bez. Köln).
- [3] Herstellerfirma: Dr. Raschig G. m. b. H. Ludwigshafen/Rhein.
- [4] G. Oppel, Polarisationsoptische Untersuchungen räumlicher Spannungs- und Dehnungszustände. Forschung Ingenieur-Wesen Bd. 7 H. 5 S. 240ff.
- [5] L. Föppl, Spannungsoptische Messungen aus: Handbuch der Werkstoffprüfung E. Siebel, Bd. 1, Springer 1940.
- [6] G. Mesmer, Spannungsoptik. Verlag Springer 1939.
- [7] E. Mönch, Neue Erkenntnisse bei der Herstellung von Modellen für die Spannungsoptik. Forschung Ingenieur-Wesen 1942, Januar.

Theoretische Untersuchungen über die Druckverteilung eines Mitteldeckers in der Nähe des Rumpf-Flügelüberganges*).

Von J. Liese und F. Vandrey.

Bericht der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen, E. V., Institut für theoretische Aerodynamik.

Es wird ein Verfahren zur Erzeugung flugzeugähnlicher Körper in reiner Längsströmung ($c_a = 0$) durch Quellen und Senken und zur Berechnung ihrer Gestalt und Druckverteilung beschrieben. Nach diesem Verfahren wird an vier Beispielen der Einfluß von Flügelstärke, Vor- und Rücklage des Flügels und von Abrundungen des Flügel-Rumpf-Überganges auf die Druckverteilung eines Mitteldeckers in der Umgebung der Flügelwurzel untersucht. In einem weiteren Beispiel wird ein Vergleich der Rechnung mit Messungen durchgeführt, der befriedigende Übereinstimmung zeigt.

Gliederung.

- I. Einleitung. Aufgabenstellung.
- II. Das Rechenverfahren.
- III. Durchgerechnete Beispiele.
- IV. Vergleich von Rechnung und Messung.
- V. Zusammenfassung.
- VI. Schrifttum.
- VII. Anhang: Formeln für die Geschwindigkeitskomponenten der benutzten Quellverteilungen.

I. Einleitung. Aufgabenstellung.

Die Frage nach dem gegenseitigen Einfluß von Tragflügel und Rumpf ist schon verschiedentlich theoretisch behandelt worden¹⁾. Allen diesen Versuchen, bei denen wegen der Schwierigkeit der Aufgabe einschneidende Vernachlässigungen gemacht werden mußten, ist gemeinsam, daß sie von der endlichen Tiefe des Flügels absehen und ihn durch einen einfachen Wirbelfaden ersetzen. Mit dieser Vernachlässigung erhält man ein zutreffendes Bild nur von den Verhältnissen am Rumpf in einiger Entfernung vom Flügel, ferner werden Gesamtwerte wie die Auftriebsverteilung längs der Spannweite des Flügels oder längs der Rumpfachse richtig wiedergegeben, während die Rechnung keinen Aufschluß gibt über solche Feinheiten wie die Übergeschwindigkeiten am Rumpf und am Flügel in der Nähe der Flügelwurzel. Da diese gerade für Fragen des Schnellfluges von Bedeutung sind, soll in der vorliegenden Arbeit ein Versuch zu ihrer Berechnung gemacht werden.

Eine ideale Lösung der gestellten Aufgabe erhielte man, wenn es möglich wäre, zu einem gegebenen Flugzeug bei einem gegebenen Anstellwinkel die Potentialströmung um den aus Rumpf und Flügel gebildeten Körper zu berechnen, wobei die Zirkulation aus der Bedingung des glatten Abflusses an der Hinterkante des Flügels zu bestimmen ist. Die Lösung dieser Aufgabe ist aber praktisch nicht durchführbar, wir sind daher zu einigen Vernachlässigungen gezwungen, die dem erstrebten Zwecke angepaßt sind. Da unsere Rechnungen vor allem für den Zustand des Schnellfluges gelten sollen, bei dem die Zirkulation um den Flügel verhältnismäßig klein ist, wollen wir als erstes die Zirkulation als Null annehmen. Um dabei ein qualitativ brauchbares Bild der wirklichen Verhältnisse zu erhalten, wollen wir durch Symmetrie im Aufbau der Flugzeugform dafür sorgen, daß trotzdem längs der ganzen Hinterkante des Flügels die Strömung glatt abfließt. Aber auch ohne Zirkulation würde die Bestimmung der Potentialströmung um

einen vorgegebenen flugzeugähnlichen Körper noch die Lösung einer zweidimensionalen Integralgleichung für eine Quellbelegung auf der Körperoberfläche erfordern. Da eine solche Lösung wegen zu großen Aufwandes an Rechenarbeit praktisch kaum durchführbar ist, wollen wir hier den umgekehrten Weg gehen und aus passend verteilten Singularitäten die Körperform ausrechnen, die durch diese erzeugt wird. Die erzeugenden Singularitäten (Quellen und Senken) wollen wir dabei in einer Ebene annehmen, die der Hauptströmungsrichtung parallel ist. Diese Ebene wird damit Symmetrieebene des Flugzeugkörpers, wir erhalten also eine Flugzeugform, die als Mitteldecker zu bezeichnen ist. Durch Änderung der Lage der den Flügel erzeugenden Quellverteilungen zur Lage der den Rumpf erzeugenden können wir dann den Einfluß der Vor- und Rücklage des Flügels untersuchen, weiter lassen sich durch Abänderung der Flügelverteilungen in der Nähe des Rumpfes verschiedene Übergänge vom Flügel zum Rumpf gewinnen, deren Einfluß auf die Druckverteilung untersucht werden kann.

II. Das Rechenverfahren.

Bei den in der Literatur bisher behandelten Beispielen der Erzeugung eines Körpers durch Quellen und Senken in einer Parallelströmung handelte es sich zumeist entweder um ebene oder um drehsymmetrische räumliche²⁾, allgemein also um zweidimensionale Strömungen. Bei diesen hat man ein verhältnismäßig einfaches Mittel zur Bestimmung der Körpergestalt in der Stromfunktion, die ebenso wie das Potential einer linearen Differentialgleichung genügt und deshalb aus den Stromfunktionen der einzelnen Quellen und Senken und der der Parallelströmung durch Überlagerung aufgebaut werden kann. Im Gegensatz hierzu handelt es sich bei den in der vorliegenden Arbeit behandelten Beispielen um typisch dreidimensionale Aufgaben, bei denen eine Stromfunktion nicht mehr existiert; man muß hier also mit dem Potential allein auskommen.

Bei den Rechnungen beziehen wir alle Punkte auf ein rechtwinkliges rechtshändiges Koordinatensystem, bei dem in üblicher Weise die x -Achse der Hauptströmungsrichtung entgegensteht, die y -Achse senkrecht zu ihr parallel der Flügelrichtung verläuft und die z -Achse senkrecht zu beiden und nach unten gerichtet ist. Den Anfangspunkt des Systems legen wir in den vordersten Punkt des Rumpfes. Die den Flugzeugkörper erzeugenden Quellverteilungen liegen dann in der x,y -Ebene, und zwar die für den Rumpf in der x -Achse, die für den Flügel in einem der y -Achse parallelen Streifen. Die in der x -Achse gelegene Rumpfverteilung würde für sich genommen mit der Parallelströmung einen Rotationskörper erzeugen, die aus unendlich langen geraden Quellfäden bestehende Flügelverteilung würde mit der Parallelströmung einen Flügel unendlicher Spannweite mit überall gleichem symmetrischem Profil erzeugen. Durch Überlagerung beider Verteilungen und der

¹⁾ Vgl. hierzu z. B. die Arbeiten von G. Fuhrmann [1] und F. Keune [6], deren Ergebnisse in der vorliegenden Arbeit mit verwendet sind.

* P 31 11.
²⁾ Vgl. die Arbeiten von J. Lennertz [2], J. Vlădeă [3], F. Vandrey [5] und H. Multhopp [7].

Parallelströmung entsteht dann die Strömung um einen flugzeugähnlichen Körper mit endlichem Rumpf und einem Flügel unendlicher Spannweite. Der Rumpf dieses Flugzeugkörpers ist allerdings nicht mehr genau rotationssymmetrisch, ebenso ist das Flügelprofil nicht mehr überall dasselbe, doch sind in den unten durchgerechneten Beispielen die Abweichungen nur klein. Wie in der Einleitung erwähnt wurde, wäre es grundsätzlich möglich, diese Abweichungen durch zusätzliche Quellverteilungen auf der ungestörten Körperoberfläche zum Verschwinden zu bringen, doch ist der hierzu erforderliche Rechenaufwand so groß, daß er sich angesichts der Kleinheit der Abweichungen nicht lohnen würde.

Zur Berechnung der Form des durch die Quellverteilungen und die Parallelströmung erzeugten Körpers bemerken wir zunächst, daß der vorderste Punkt des Rumpfes ein Staupunkt der Strömung sein muß, falls der Rumpfbug nicht, was hier ausgeschlossen sein soll, in eine nullwinklige Spitze ausartet. Die auf diesen Staupunkt zulaufende Stromlinie — bei den unten behandelten Beispielen ist es aus Symmetriegründen die positive x -Achse — teilt sich dort in ein Büschel von Stromlinien, die den gesuchten Körper einhüllen. Falls der Rumpfbug nicht, was gleichfalls ausgeschlossen werden soll, eine kegelartige Spitze mit bestimmtem Öffnungswinkel ist, sind die Anfangstangenten der Stromlinien zur x -Achse senkrecht und liegen daher in der (y, z) -Ebene. Wir haben also die Aufgabe, aus der Kenntnis des Potentials der Quellverteilungen bzw. aus den von ihnen erzeugten Geschwindigkeiten den vordersten Staupunkt der Strömung und die von diesem ausgehenden Stromlinien zu berechnen.

Die Berechnung der Lage des Staupunktes ist verhältnismäßig einfach. Da er aus Symmetriegründen in der Rumpfachse liegen muß, braucht man nur die von den Quellen dort hervorgerufene Geschwindigkeit für einige Punkte zu berechnen und kann dann durch Interpolation leicht den Punkt finden, wo sie entgegengesetzt gleich der Geschwindigkeit der Parallelströmung ist.

Zur Berechnung der Gestalt einer Stromlinie durch einen gegebenen Punkt (x_0, y_0, z_0) denken wir uns das Geschwindigkeitsfeld gegeben durch die Gleichungen

$$v_x = \frac{\partial \varphi}{\partial x}; v_y = \frac{\partial \varphi}{\partial y}; v_z = \frac{\partial \varphi}{\partial z} \quad \dots \dots (1)$$

AVO

$$\varphi(x, y, z) = -Vx + \psi_0 \quad \dots \dots (2)$$

das Potential der Gesamtströmung, V die Geschwindigkeit der Parallelströmung und ψ_0 das Potential der Quellverteilungen bedeuten. Die Gleichung der durch (x_0, y_0, z_0) gehenden Stromlinie ergibt sich dann in Parameterform als Lösung des Systems der drei simultanen Differentialgleichungen

$$\frac{dx}{dt} = v_x; \frac{dy}{dt} = v_y; \frac{dz}{dt} = v_z \quad \dots \dots (3)$$

mit der Anfangsbedingung

$$x(0) = x_0; y(0) = y_0; z(0) = z_0 \quad \dots \dots (3a)$$

Im Falle des Staupunktes genügt diese Anfangsbedingung allerdings noch nicht zur eindeutigen Festlegung der Lösung, man muß hier noch die Anfangsrichtung der Stromlinie angeben.

Die Geschwindigkeitskomponenten v_x, v_y und v_z lassen sich durch Integration über die Anteile aller einzelnen Quellen berechnen. In den unten behandelten Beispielen ist sogar eine Auswertung dieser Integrale in geschlossener Form möglich (vgl. den Anhang der Arbeit), jedoch sind die erhaltenen Ausdrücke so kompliziert, daß an eine geschlossene Integration des Systems (3) nicht mehr gedacht werden kann. Für diese Integration ist man daher auf numerische Methoden angewiesen.

Zur Ausführung der numerischen Integration wurde bei den Rechnungen das Interpolationsverfahren von Adams

und Störmer³⁾ benutzt. Die Hauptarbeit liegt dabei in der Berechnung der Geschwindigkeitskomponenten v_x, v_y und v_z in sehr vielen Punkten. Um diese rasch mit ausreichender Genauigkeit finden zu können, wurden für die Rumpfverteilungen Axial- und Radialgeschwindigkeit, für die Flügelverteilungen Längs- und Quergeschwindigkeit in den in Frage kommenden Gebieten zunächst tabuliert und durch Netze (Bild 1 bis 4) dargestellt. In diesen Netzen ist die Ergiebigkeit der Quelle (bzw. die Gesamtergiebigkeit der Quellstrecke) mit Q ($m^3 s^{-1}$ bzw. im ebenen Falle $m^2 s^{-1}$) bezeichnet, die Länge der Quellstrecke mit a [m], hierbei ist a praktisch gleich der Rumpflänge L bzw. der Flügeltiefe l . Als Rumpf wurde einheitlich der Fuhrmannsche Körper IV⁴⁾ gewählt, der aus der Überlagerung einer Parallelströmung mit der Strömung einer Quellsenkenstrecke mit stückweise linear veränderlicher Ergiebigkeit entsteht (Bild 1 unten). Die Quellstärke wurde dabei durch Interpolation zwischen mehreren probeweise gezeichneten Strömungsbildern so bestimmt, daß sich für den Körper ein Verhältnis des größten Durchmessers zur Länge $D_{max}:L = 1:8$ ergab. Hierzu mußte die Quellstärke $Q = 0,0147 a^2 V$ gewählt werden. Als Flügelformen wurden einmal ein symmetrisches Joukowskiprofil von 6% ($Q/aV = 0,0550$) und 10% ($Q/aV = 0,0878$) größter Dicke verwendet, dessen Quellsenkenverteilung mit dem zugehörigen Netz der Geschwindigkeiten der Arbeit von F. Keune ([6], Bild 24, S. 19) entnommen werden konnte (Bild 2), zweitens ein Profil von 12% größter Dicke ($Q/aV = 0,1344$), das durch eine einzelne ebene Quelle und eine Senkenstrecke konstanter Stärke erzeugt wurde. Das Netz der Geschwindigkeiten dieser Anordnung zeigt Bild 3. Für die Kombination von Einzelquelle und Senkenstrecke konstanter Ergiebigkeit wurde schließlich noch das Geschwindigkeitsnetz der achsensymmetrischen Strömung berechnet (Bild 4), das bei der Herstellung eines Überganges vom Rumpf zum Flügel Verwendung fand.

Mit Hilfe dieser Netze lassen sich die Geschwindigkeitskomponenten leicht finden. Hierzu stellen wir die erzeugende Quellverteilung in Grundriß und Aufriß dar (Bild 5). Dabei möge der Beginn der Rumpfverteilung in der x -Achse bei $x = x_1$ liegen, der der Flügelverteilung bei $x = x_2$. Die Länge der den Rumpf erzeugenden Quellsenkenstrecke sei a_1 ($\approx L$), die Breite des den Flügel erzeugenden Quellsenkenbandes sei a_2 ($\approx l$). Die Koordinaten eines Punktes P seien im ursprünglichen zu Beginn dieses Abschnittes definierten Koordinatensystem x, y und z . In einem Schnitt parallel zur x, z -Ebene durch P , bei dem die Strecke a_2 als Einheit und der Durchstoßpunkt x_2 der Vorderkante des Quellsenkenbandes als Anfangspunkt gewählt ist, erhält P dann die Koordinaten $(x - x_2)/a_2$ und z/a_2 , in einer unter dem Winkel α (mit $\tan \alpha = y/z$) gegen die x, y -Ebene geneigten Ebene durch P und die x -Achse, in der der Punkt x_1 als Anfangspunkt und die Strecke a_1 als Einheit gewählt ist, erhält P entsprechend die Koordinaten $(x - x_1)/a_1$ und $|y^2 + z^2|^{1/2}/a_1 = r/a_1$. Damit erhalten wir als Beitrag der Flügelverteilung zur Geschwindigkeit

$$\left. \begin{aligned} \frac{v_{xR}}{V} &= \frac{Q_2}{a_2 V} v_x \left(\frac{x - x_2}{a_2}, \frac{z}{a_2} \right) \\ \frac{v_{zR}}{V} &= \frac{Q_2}{a_2 V} v_z \left(\frac{x - x_2}{a_2}, \frac{z}{a_2} \right) \end{aligned} \right\} \dots \dots (4)$$

wo v_x und v_z aus dem Netz der Flügelverteilung abgelesen werden können. Entsprechend ergibt sich als Beitrag der Rumpfverteilung

$$\left. \begin{aligned} \frac{v_{xR}}{V} &= \frac{Q_1}{a_1 V} v_x \left(\frac{x - x_1}{a_1}, \frac{r}{a_1} \right) \\ \frac{v_{yR}}{V} &= \frac{Q_1}{a_1 V} v_r \left(\frac{x - x_1}{a_1}, \frac{r}{a_1} \right) \cdot \cos \alpha \\ \frac{v_{zR}}{V} &= \frac{Q_1}{a_1 V} v_r \left(\frac{x - x_1}{a_1}, \frac{r}{a_1} \right) \cdot \sin \alpha \end{aligned} \right\} \dots \dots (5)$$

³⁾ Vgl. z. B. G. Schulz, Formelsammlung zur praktischen Mathematik, Sammlung Göschen Nr. 1110, Berlin und Leipzig 1937, S. 116 bis 126.
⁴⁾ G. Fuhrmann [1], S. 28.

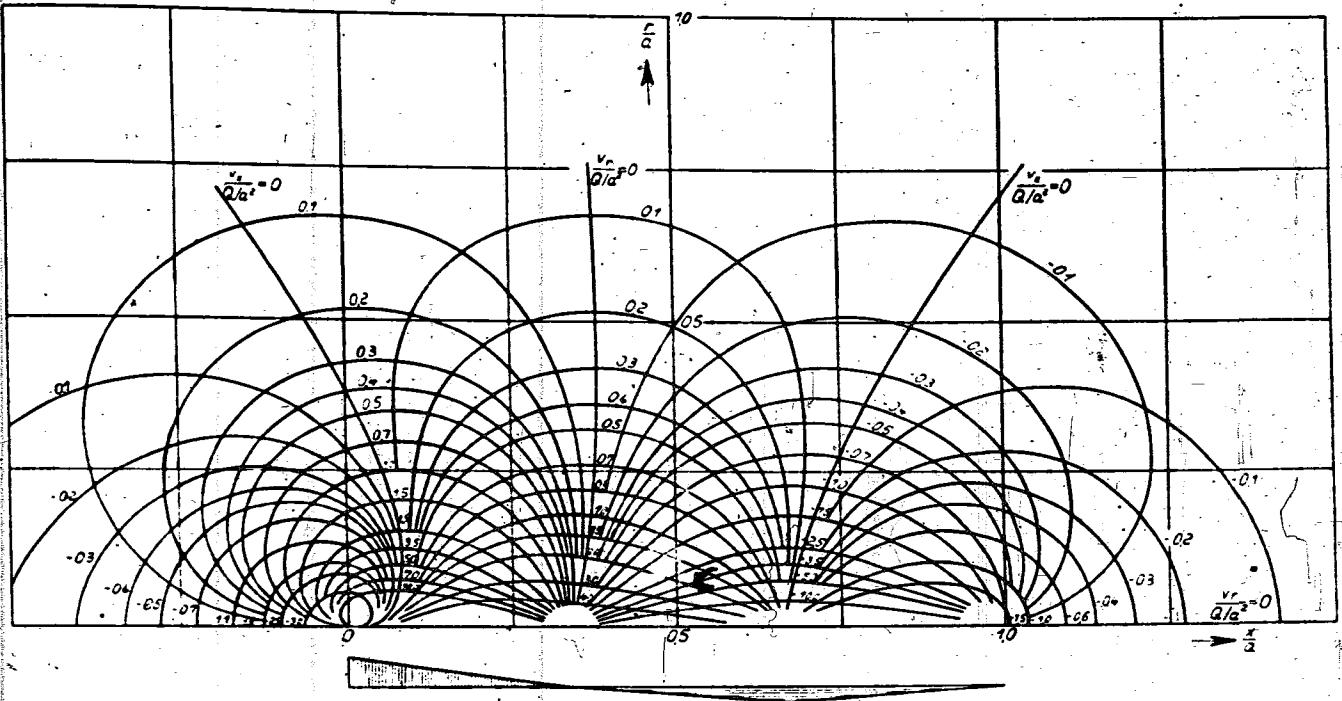


Bild 1. Netz der Geschwindigkeiten der Quellverteilung des Fuhrmannschen Körpers IV (drehsymmetrische Strömung).

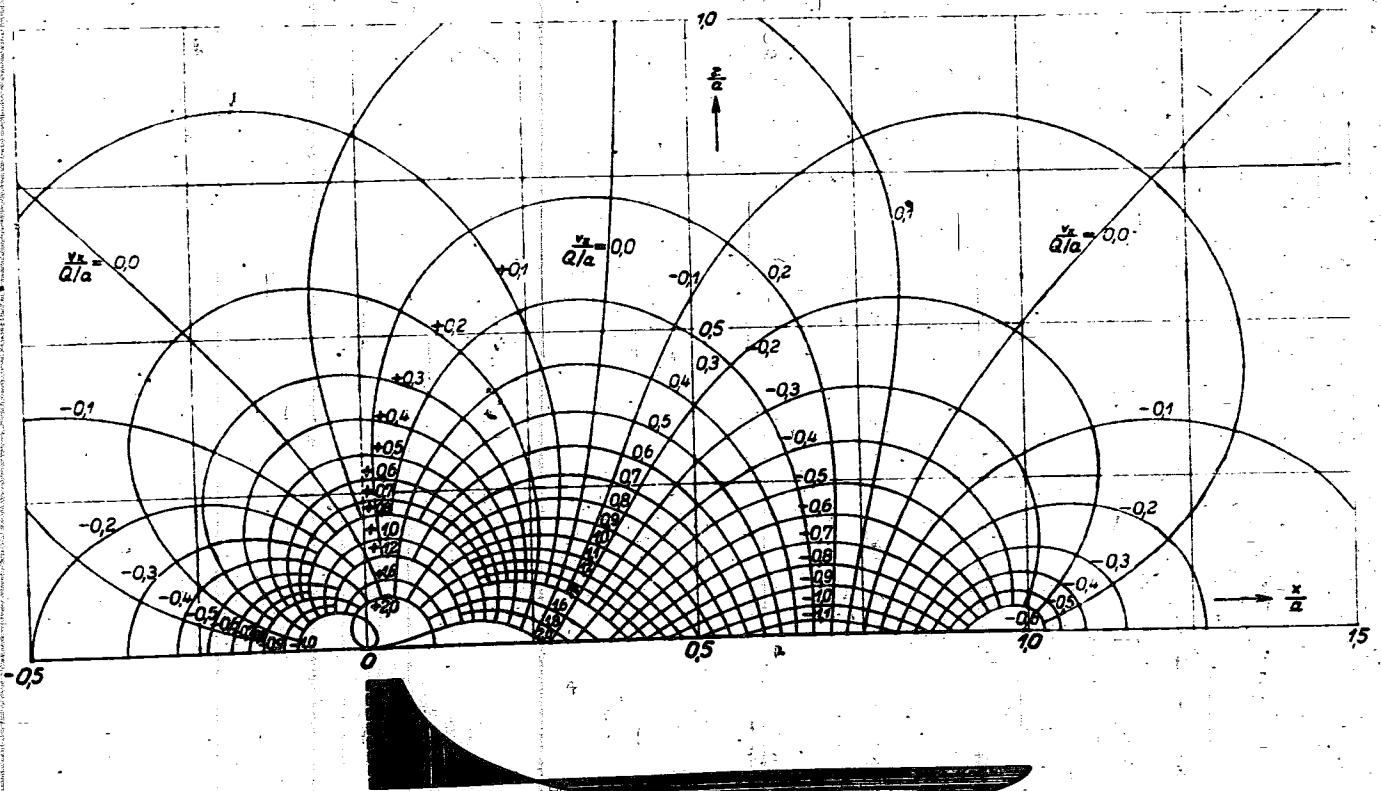


Bild 2. Netz der Geschwindigkeiten der Quellverteilung eines dünnen symmetrischen Joukowski profils (ebene Strömung, entnommen der Arbeit von F. Keune [6], Bild 24, S. 19).

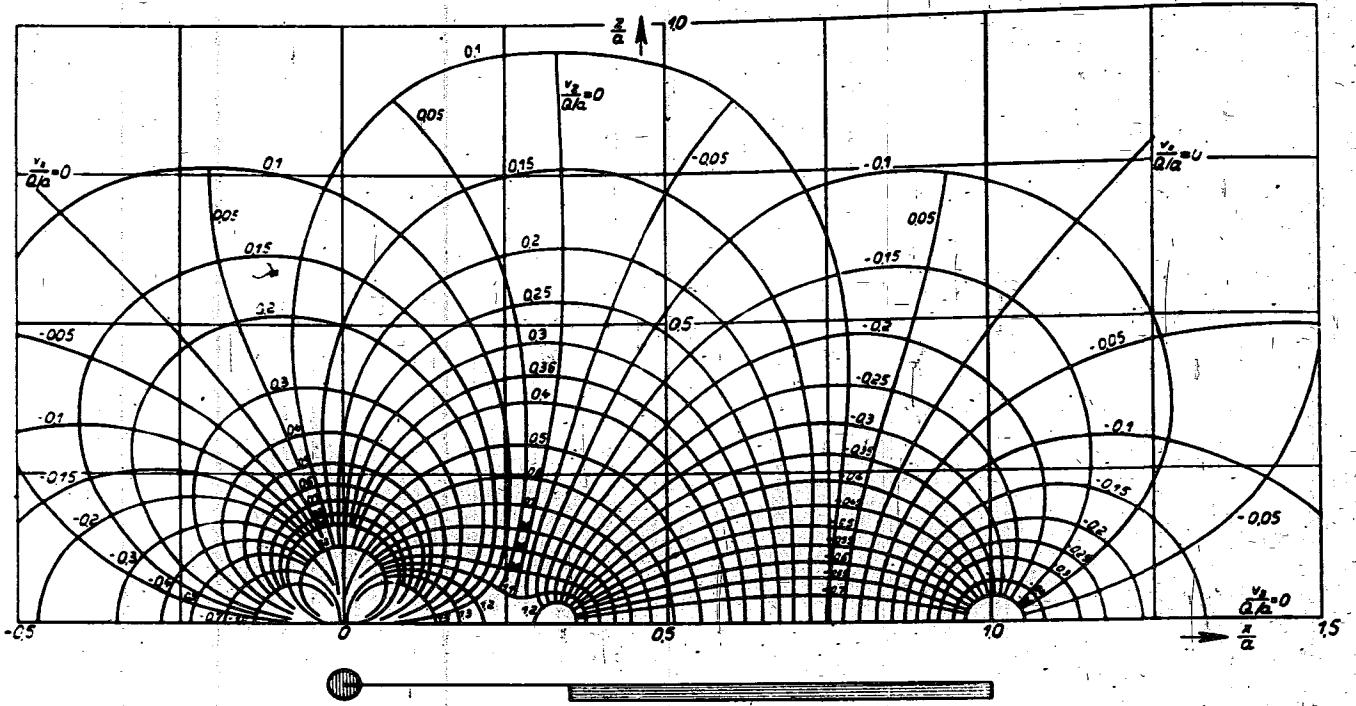


Bild 3. Netz der Geschwindigkeiten eines Quellfadens mit dahinterliegendem Senkenband konstanter Ergiebigkeit (ebene Strömung).

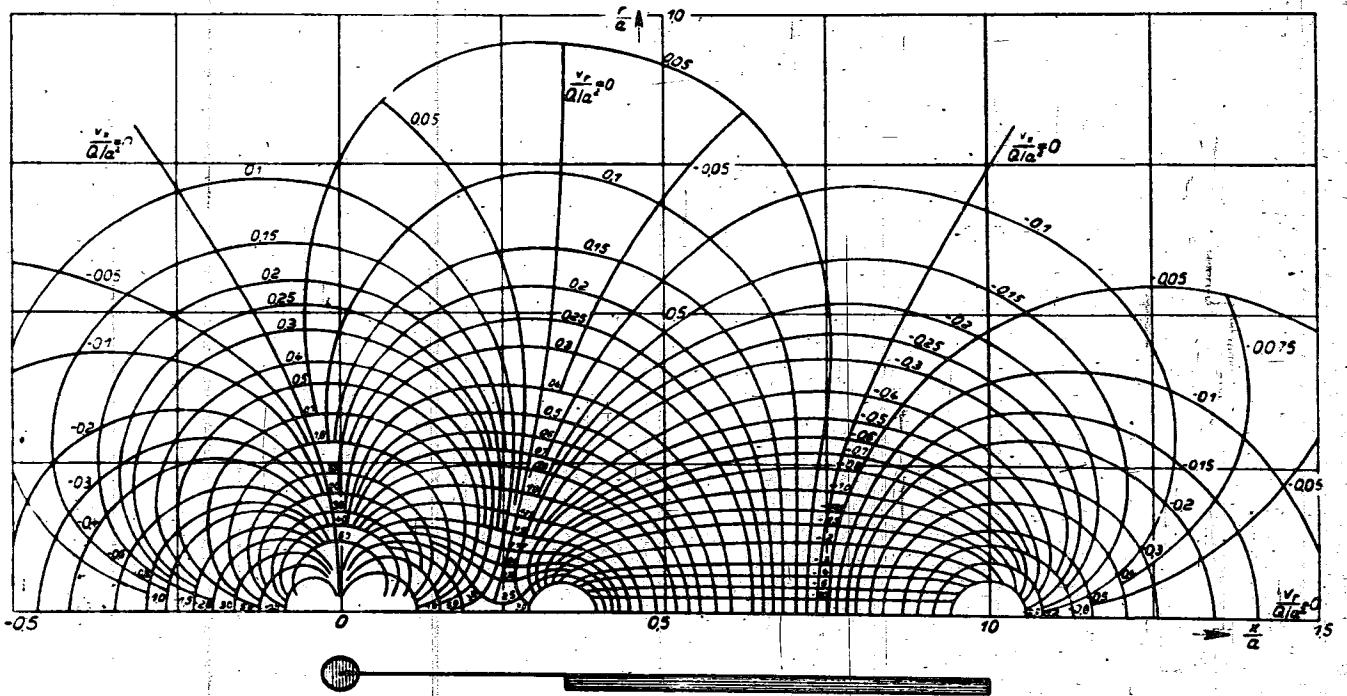


Bild 4. Netz der Geschwindigkeiten einer Punktquelle mit dahinterliegender Senkenstrecke konstanter Ergiebigkeit (drehsymmetrische Strömung).

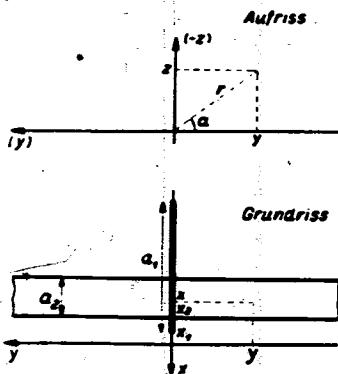


Bild 5. Koordinatensystem bei der Benutzung der Netze.

Die Größen α und r werden dabei am einfachsten einer Zeichnung nach dem Muster von Bild 5 entnommen. Insgesamt ergeben sich dann die Geschwindigkeitskomponenten einschließlich der Geschwindigkeit der Hauptströmung

$$\left. \begin{aligned} \frac{v_x}{V} &= -1 + \frac{v_{x1}}{V} + \frac{v_{x2}}{V} \\ \frac{v_y}{V} &= \frac{v_{y1}}{V} \\ \frac{v_z}{V} &= \frac{v_{z1}}{V} + \frac{v_{z2}}{V} \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (6)$$

Mit den so gefundenen Größen v_x , v_y und v_z wurde dann die Integration des Systems (3) durchgeführt mit den Anfangsbedingungen $x_0 = y_0 = z_0 = 0$, $\alpha = \alpha_0$. Für verschiedene

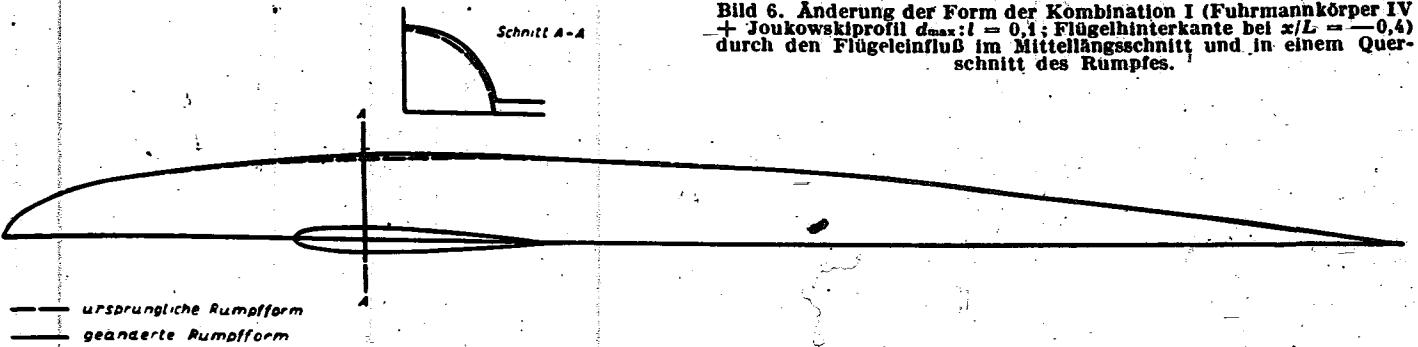


Bild 6. Änderung der Form der Kombination I (Fuhrmannkörper IV + Joukowskiprofil $d_{max}:l = 0,1$; Flügelhinterkante bei $x/L = -0,4$) durch den Flügelseinfluß im Mittellängsschnitt und in einem Querschnitt des Rumpfes.

Werte von α_0 erhält man die Schar der vom Staupunkt ausgehenden Stromlinien, die den gesuchten Flugzeugkörper einhüllen. In den so gefundenen Punkten der Körperoberfläche läßt sich dann der Druck berechnen nach der Beziehung

$$\frac{P}{q} = 1 - \frac{1}{V^2} (v_x^2 + v_y^2 + v_z^2) \quad (7)$$

wo $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ den Staudruck bedeutet.

Das bis hierher entwickelte Verfahren ist exakt, d. h. es liefert einen Körper und seine Druckverteilung mit beliebiger Genauigkeit, die nur davon abhängt, wie genau man die Integration des Systems (3) durchführt. Praktisch wird man aber zumeist die Aufgabe so gestellt haben, daß die Formen von Rumpf und Flügel gegeben sind und dann die Druckverteilung berechnet werden soll. Man kann dann so vorgehen, daß man für den Rumpf allein und für den Flügel allein die erzeugenden Quellverteilungen bestimmt und die von diesen an der Oberfläche des Flugzeugkörpers induzierten Geschwindigkeiten einfach überlagert. Dabei muß man sich aber mindestens durch Berechnung einiger Schnitte nach dem oben entwickelten Verfahren davon überzeugen, daß die vernachlässigten Verformungen der Körperoberfläche nicht allzu groß werden. Nach unseren Erfahrungen ist mit größeren Abweichungen von der gewünschten Gestalt zu rechnen, sobald das Verhältnis der maximalen Flügeldicke zum Rumpfdurchmesser am Orte des Flügels etwa 0,3 überschreitet, besonders dann, wenn gleichzeitig die Flügeltiefe größer wird als der doppelte örtliche Rumpfdurchmesser. Die in den nächsten beiden Abschnitten berechneten Beispiele, besonders das vierte und fünfte, liegen also nahe der Grenze dessen, was mit dem geschilderten Verfahren erreichbar ist.

III. Durchgerechnete Beispiele.

Das im vorigen Abschnitt dargestellte Rechenverfahren soll nun auf einige Beispiele angewandt werden. Bei allen diesen Beispielen wurde als Rumpf einheitlich ein Fuhrmannscher Körper der Form IV vom Verhältnis Durchmesser zu Länge $d_{max}:L = 1:8$ gewählt. Das Verhältnis der Flügeltiefe zur Rumpflänge war gleichfalls einheitlich für alle Beispiele $l:L = 1:5$, das Verhältnis der größten Dicke zur Tiefe des Flügels war in einem Falle $d_{max}:t = 0,06$, in zwei weiteren Fällen $d_{max}:t = 0,1$ und im letzten $d_{max}:t = 0,12$.

Als erstes Beispiel wurde eine Kombination des Rumpfes mit einem symmetrischen Joukowskiprofil von $d_{max}:l = 0,1$ durchgerechnet. Als Lage der Flügelhinterkante wurde dabei $x:L = -0,4$ gewählt. Bei der angewandten Rechenmethode erhält man geringe Abweichungen von den ursprünglichen Formen des Rumpfes und des Flügels. In Bild 6 ist der Mittellängsschnitt und ein Querschnitt der erhaltenen Rumpfform gezeichnet und mit der ursprünglichen Form verglichen; man sieht, daß die Abweichungen unerheblich sind. Für den Flügel sind die Abweichungen von der ursprünglichen Form völlig unmerklich. Die Ergebnisse der Druckverteilungsrechnung für den Rumpf sind in den Bildern 7 bis 9 dargestellt für Längsschnitte unter einem Winkel von 90° , 45° und 20° zur Flügelsebene, die Druckverteilung des Rumpfes allein ist in allen diesen Bildern zum Vergleich gestrichelt

mit eingetragen. Man erkennt, daß der Flügelseinfluß auch im Mittellängsschnitt (Bild 7) noch recht merklich ist, er ergibt hier noch rund eine Verdoppelung des größten Unterdruckes. Für die Beurteilung dieser Bilder ist wesentlich, daß der Mittellängsschnitt (Bild 7) genau, die beiden anderen Schnitte wenigstens annähernd Stromlinien sind. Die starke Verzögerung der Grenzschicht nach dem Geschwindigkeitsmaximum kann daher insbesondere in der Kehle zwischen Rumpf und Flügel am Rumpf leicht zu örtlicher Ablösung führen. In Bild 10 ist dann die Druckverteilung eines Flügelschnittes unmittelbar an der Flügelwurzel gezeichnet und mit der Druckverteilung des Flügels weiter außen (gestrichelt eingetragen) verglichen. Man bemerkt insgesamt eine Vergrößerung des Unterdruckes, die für das Druckminimum etwa 30% beträgt. Die Druckverteilung läuft jedoch sonst völlig regelmäßig. Bild 11 gibt dann eine zusammenfassende Darstellung der Druckverteilung der Kombination I durch eine Zeichnung der Linien gleichen Druckes auf der Oberfläche in Grundriß und Aufriß. Man erkennt, daß der Rumpfeinfluß am Flügel noch etwa einen Rumpfdurchmesser weit von der Flügelwurzel merklich bleibt. Das Bild zeigt

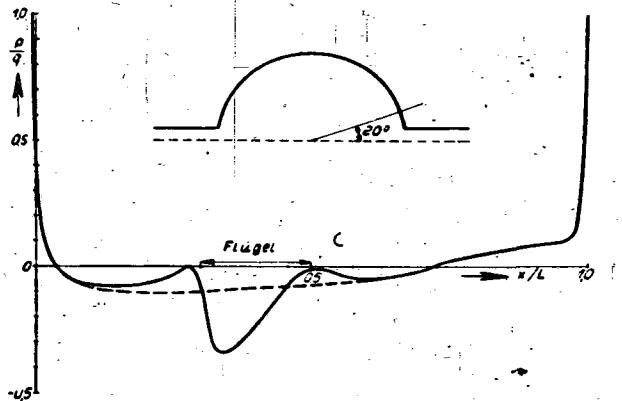


Bild 7. Druckverteilung des Rumpfes bei der Kombination I im Mittellängsschnitt. Gestrichelt eingetragen die Druckverteilung des Rumpfes allein.

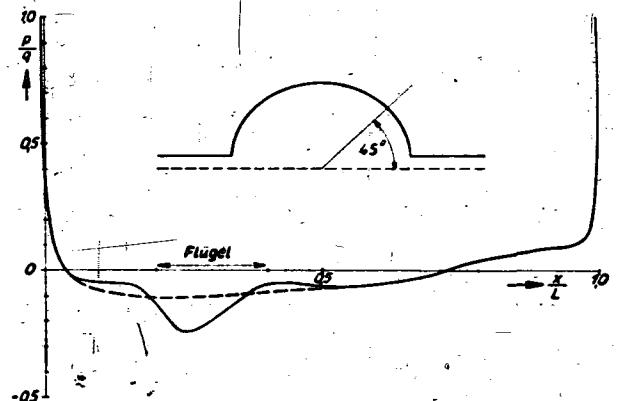


Bild 8. Druckverteilung des Rumpfes bei der Kombination I in einem Schnitt unter dem Winkel von 45° .

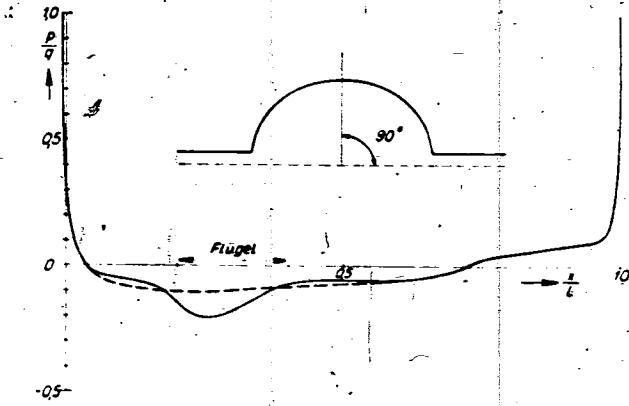


Bild 9. Druckverteilung des Rumpfes bei der Kombination I in einem Schnitt unter dem Winkel von 20°.

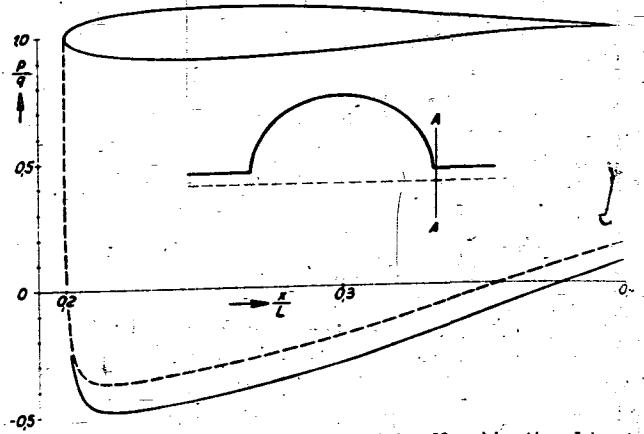


Bild 10. Druckverteilung des Flügels bei der Kombination I in einem Schnitt unmittelbar an der Flügelwurzel. Gestrichelt eingezeichnet die Druckverteilung des Flügels in großer Entfernung vom Rumpf.

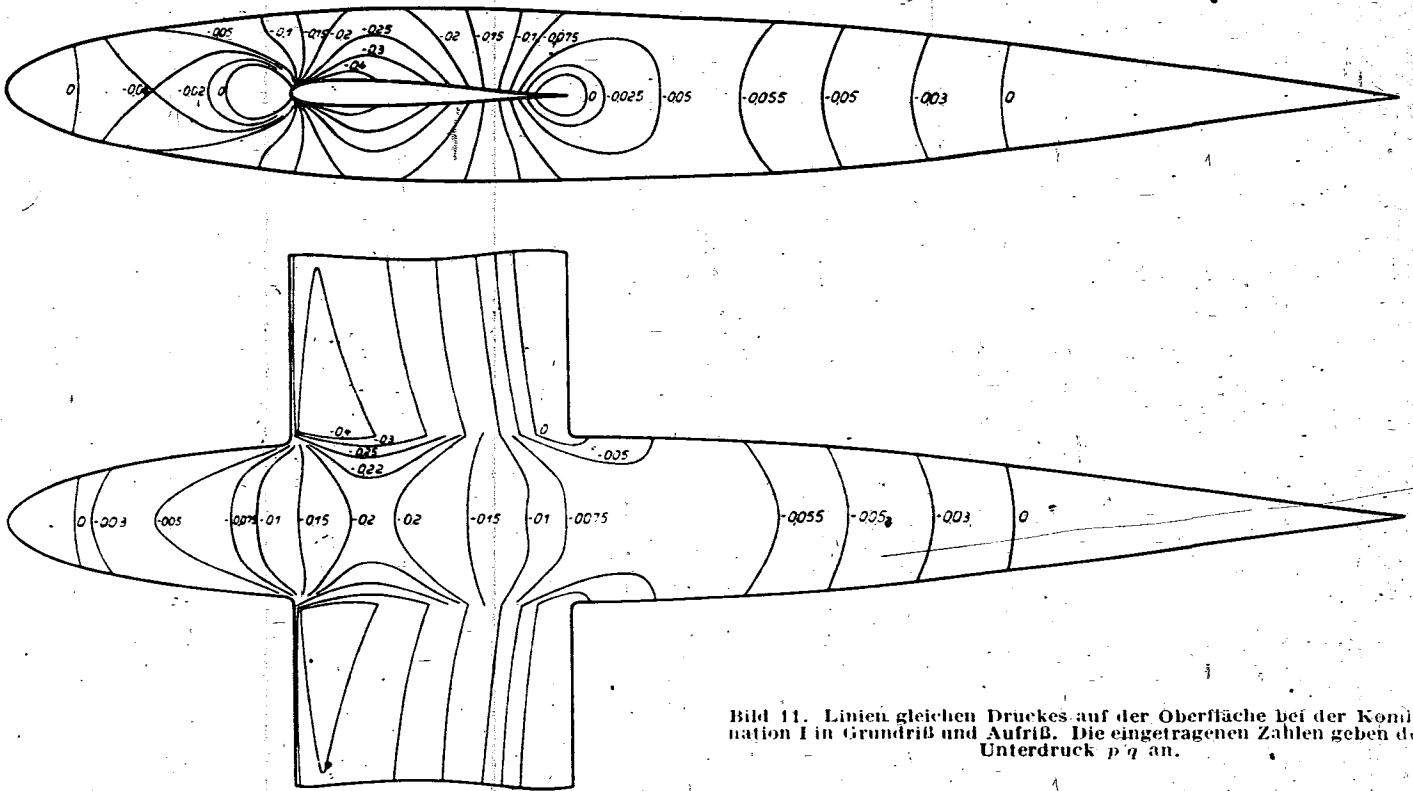


Bild 11. Linien gleichen Druckes auf der Oberfläche bei der Kombination I in Grundriß und Aufriß. Die eingetragenen Zahlen geben den Unterdruck p/q an.

noch einmal besonders deutlich die stark unregelmäßige Druckverteilung des Rumpfes an der Flügelwurzel, die schon aus den Bildern 7 bis 9 erkennbar war.

In einem zweiten Beispiel wurde der gleiche Flügel etwas nach hinten verschoben, so daß seine Hinterkante bei $x/L = -0,5$ lag. In den Bildern 12 bis 14 sind für diesen Fall die Druckverteilungen in verschiedenen Längsschnitten des Rumpfes gezeichnet ($\alpha = 90^\circ, 45^\circ$ und 20°). Ein Vergleich dieser Bilder mit den Bildern 7 bis 9 zeigt, daß der ursprünglichen Druckverteilung des Rumpfes überlagerte Flügeleinfluß im wesentlichen einfach an die neue Stelle des Flügels verschoben ist.

Als drittes Beispiel wurde eine Kombination des Rumpfes mit einem Flügel von 6% größter Dicke in der gleichen Lage $x/L = -0,4$ wie beim ersten Beispiel durchgerechnet. Die gesamte Druckverteilung der Kombination zeigt Bild 15 in derselben Darstellung der Linien gleichen Druckes wie in Bild 11. Die absolute Größe des Flügeleinflusses am Rumpf ist hier naturgemäß geringer, dagegen ist die absolute Größe

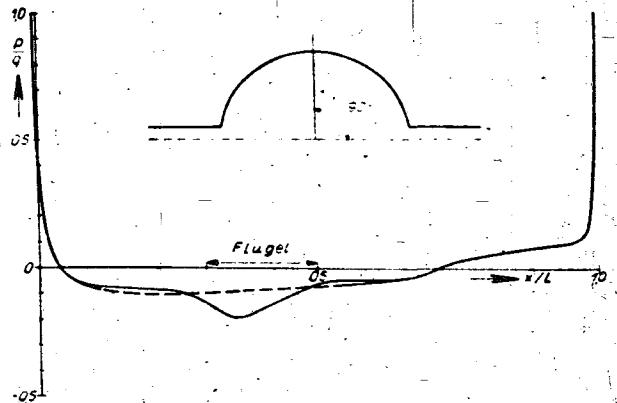


Bild 12. Druckverteilung des Rumpfes bei der Kombination II (Fuhrmannkörper IV + Joakowskiprofil $d_{max}:l = 0,1$; Flügelhinterkante bei $x/L = -0,5$) im Mittellängsschnitt. Gestrichelt eingezeichnet die Druckverteilung des Rumpfes allein.

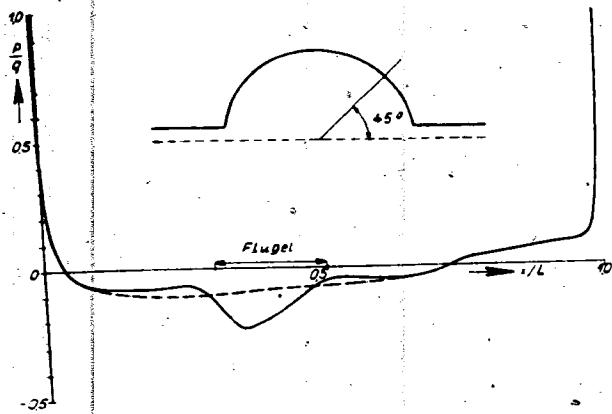


Bild 13. Druckverteilung des Rumpfes bei der Kombination II in einem Schnitt unter dem Winkel von 45°.

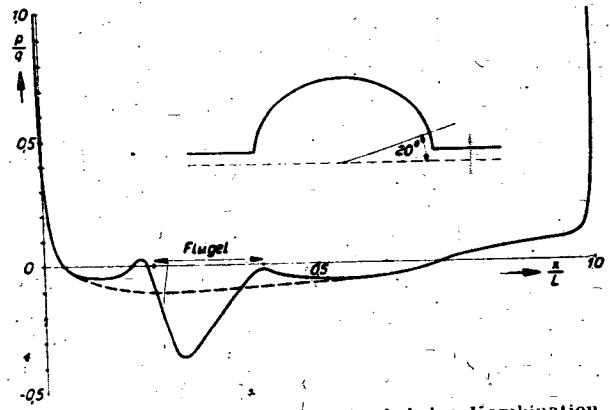


Bild 14. Druckverteilung des Rumpfes bei der Kombination II in einem Schnitt unter dem Winkel von 20°.

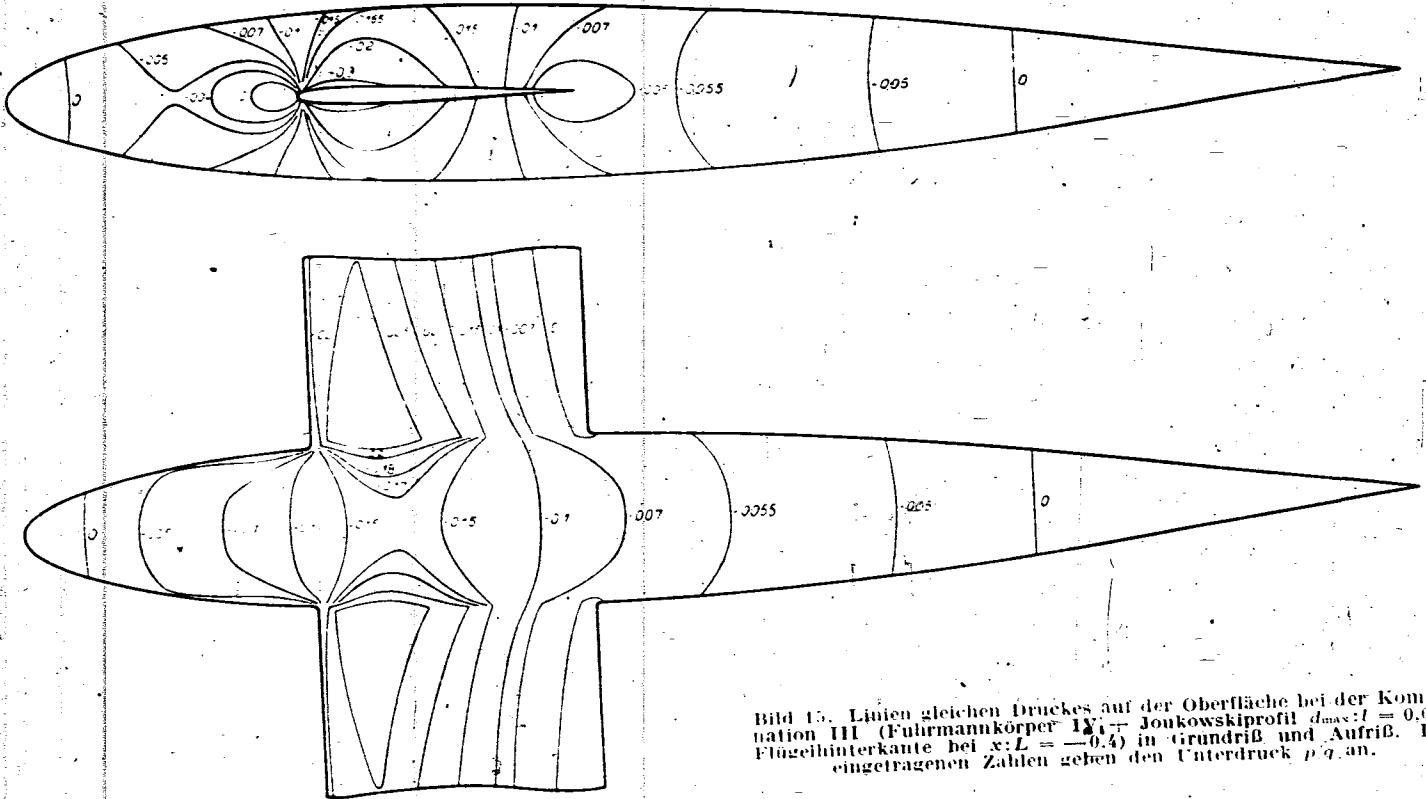


Bild 15. Linien gleichen Druckes auf der Oberfläche bei der Kombination III (Fuhrmannkörper $\frac{1}{2}$ Joukowskiprofil $d_{max}:l = 0,06$; Flügelhinterkante bei $x:L = -0,4$) in Grundriß und Aufriß. Die eingetragenen Zahlen geben den Unterdruck p/q an.

des Rumpfeinflusses am Flügel praktisch dieselbe wie in Kombination I, so daß die prozentuale Erhöhung des maximalen Unterdruckes an der Flügelwurzel gegenüber den Verhältnissen in größerer Entfernung vom Rumpf hier über 50% beträgt.

In einem vierten Beispiel wurde der Einfluß eines Überganges vom Flügel zum Rumpf auf die Druckverteilung untersucht. Als Flügelprofil wurde hierbei eine Form von größter Dicke gewählt, die durch einen einzelnen geraden Quellfaden und ein dahinter liegendes Senkenband konstanter Ergiebigkeit erzeugt wurde. Die Profillform ist in Bild 17 oben rechts gezeichnet, die Druckverteilung darunter gestrichelt eingetragen; sie ist an sich zwar wegen ihrer großen Übergeschwindigkeit als ungünstig zu bezeichnen, gibt aber dafür ein gewisses Bild von den Verhältnissen bei einem gegen die Strömungsrichtung angestellten Flügel, bei dem auch bessere Profile auf der Oberseite größere Übergeschwindigkeiten zeigen. Die Lage der Flügelhinterkante war die gleiche wie bei Kombination I und III, $x/L = -0,4$. Der Übergang vom Flügel zum Rumpf wurde dadurch erzeugt, daß in der Nähe der Flügelwurzel, bei $y/L = \pm 0,05$ und $y/L = \pm 0,06$ je eine einzelne Quelle

mit einer dahinterliegenden Senkenstrecke von der Ergiebigkeit $Q/a^2V = 0,02$ bzw. $0,005$ in die Flügelverteilung eingefügt wurden, die die Rumpfoberfläche an der Flügelwurzel etwas herausdrücken sollten. Die hierdurch erzeugte Abrundung des Überganges vom Flügel zum Rumpf zeigt, der in Bild 18 unten gezeichnete Querschnitt durch Rumpf und Flügel an der Stelle der größten Flügelstärke. Für diese Kombination wurden die Druckverteilungen in den in Bild 16 angegebenen beiden Flügelschnitten AA ($y/L = 0,06$) und BB ($y/L = 0,09$) berechnet und mit der Druckverteilung des Flügels allein verglichen (Bild 17). Der Flügelschnitt AA liegt unmittelbar am Rumpf im Übergangsgebiet, er weist eine größte Dicke von 17% der Flügeltiefe auf; der Flügelschnitt BB ist praktisch schon gleich dem in großer Entfernung vom Rumpf. Weiter würde noch die Druckverteilung in einem Querschnitt CC durch den Rumpf an der Stelle der größten Flügelstärke $x/L = -0,25$ berechnet (Bild 18). Zum Vergleich ist gestrichelt noch unten die Querschnittsform ohne die Abrundung und oben ihre Druckverteilung eingetragen. Diese Kurve gibt zwar den allgemeinen Druckverlauf ziemlich gut wieder, jedoch wird insbesondere der größte Unterdruck erheblich zu klein gefunden und auch

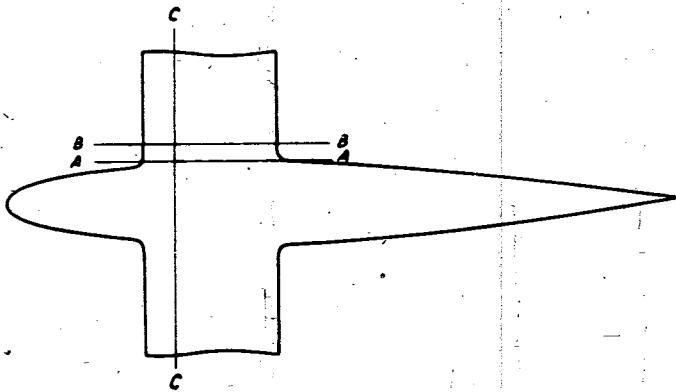


Bild 16. Lage der Schnitte der Kombination IV (Fuhrmannkörper IV + Profil aus Quelle und Senkenstrecke $d_{max}:l = 0,12$; Flügelhinterkante bei $x:l = -0,4$; Übergang vom Flügel zum Rumpf abgerundet durch örtliche Verstärkung der Quellverteilung des Flügels), in denen die Druckverteilung berechnet wurde.

an der höchsten Stelle des Rumpfes $y/L = 0$ ist der Einfluß der Ausrundung noch recht merklich. Man kann also sagen, daß eine zu starke Abrundung des Überganges vom Flügel zum Rumpf die Übergeschwindigkeit erhöht. Dies gilt allerdings nur dann, wenn, wie im vorliegenden Beispiel, durch die Abrundung wesentlich nur die Profildicke des Flügels geändert wird und nicht auch seine Tiefe. Vergrößert man auch die Flügeltiefe im Übergangsbereich, so wird man erreichen können, daß trotz der Abrundung die Übergeschwindigkeiten wenigstens bei reiner Längsanströmung in mäßigen Grenzen bleiben.

IV. Vergleich von Rechnung und Messung.

Messungen der Druckverteilung eines Flugzeugs im Übergangsbereich von Flügel- und Rumpf liegen bisher nur in geringem Umfange vor. Durch das Entgegenkommen der Arado-Flugzeugwerke G. m. b. H. wurde den Verfassern eine bisher unveröffentlichte Druckmessung an einem Rumpfmodell mit Flügelstummeln zugänglich, die sich zum Vergleich mit Rechnungen eignet. Bei dem Modell handelt es sich um einen drehsymmetrischen Rumpf in Form eines vorn und hinten abgerundeten Kreiszylinders vom Streckungsverhältnis $D_{max}:L = 1:8$, bei dem im Abstände $x/L = -0,455$ vom Bug ein Flügel mit dem Profil NACA 0017 und der Tiefe $l:L = 1:3,5$ angebracht war. Die Spannweite

des Flügels betrug zwar nur $b:L = 0,71$, jedoch wurde durch aufgesetzte Endscheiben das wirksame Seitenverhältnis des Flügels von $A = 2,5$ auf $A = 5,75$ erhöht. Eine Seitenansicht des Modells (ohne die Endscheiben) zeigt Bild 19 oben. Gemessen wurde bei dem Modell die Druckverteilung bei reiner Längsströmung ($c_a = 0$) im Mittellängsschnitt des Rumpfes und in einem Schnitt durch den Rumpf unter einem Winkel von 45° gegen die horizontale Symmetrieebene des Modells. Die Messungen wurden durchgeführt bei einer Windgeschwindigkeit von 40 m/s, entsprechend einer mit der Rumpflänge gebildeten Reynoldsschen Zahl von $4,9 \cdot 10^6$.

Für die Rechnung wurde der Rumpf ersetzt durch eine Punktquelle in der Rumpfachse 1,5 Flügeltiefen vor und eine Punktsenke 1,8 Flügeltiefen hinter der Flügelnase. Die Ergiebigkeiten der Quelle und Senke wurden aus dem größten Rumpfqerschnitt zu $Q = \pm \frac{\pi}{4} D_{max}^2 V$ bestimmt. ($V =$ Anströmgeschwindigkeit.) Der Flügel wurde durch eine Reihe einzelner ebener Quellen und Senken ersetzt; diese wurden in der Mittelebene des Flügels an den Stellen x/l

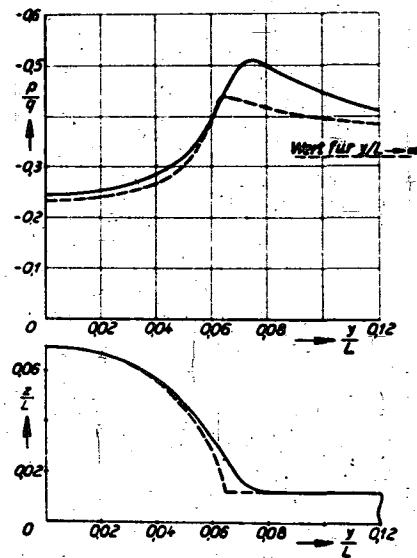


Bild 18. Gestalt und Druckverteilung des Schnittes CC durch Rumpf und Flügel der Kombination IV. Gestrichelt eingetragen ist unten die Querschnittsform ohne Abrundung und oben ihre Druckverteilung

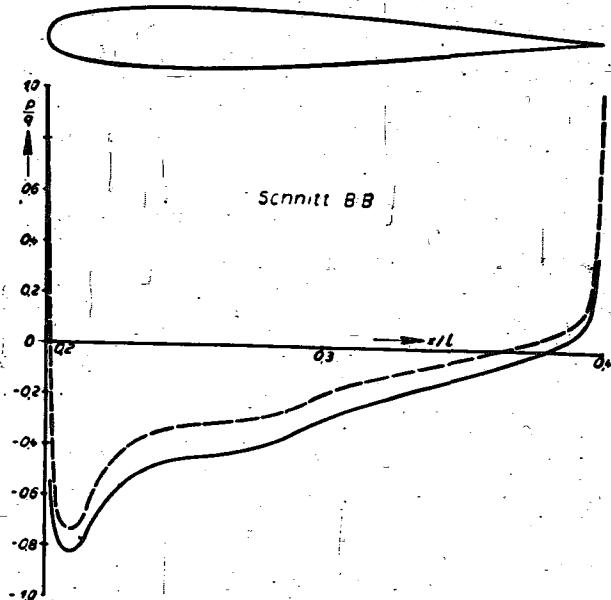
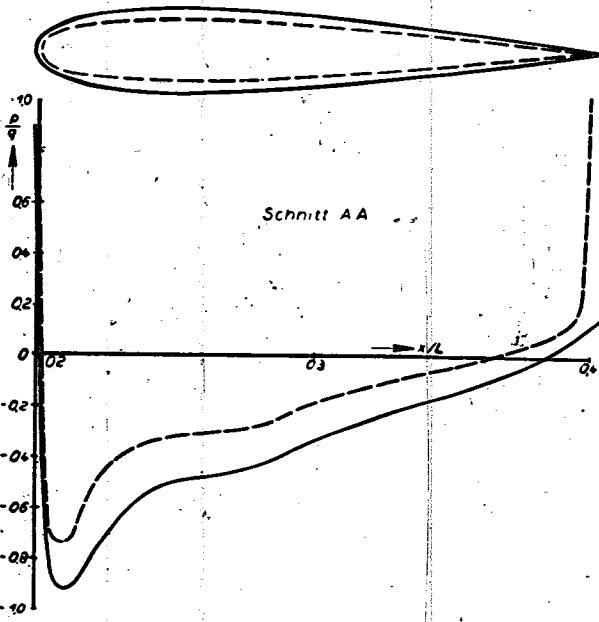


Bild 17. Profilgestalt und Druckverteilung in den beiden Schnitten AA (links) und BB der Kombination IV. Zum Vergleich gestrichelt die Druckverteilung des Flügels in größerer Entfernung vom Rumpf.

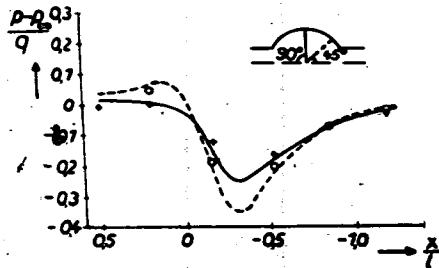
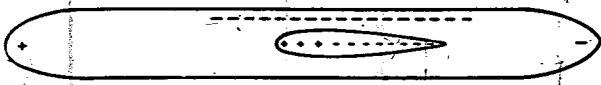


Bild 19. Vergleich zwischen berechneter und gemessener Druckverteilung im Mittellängsschnitt und in einem Schnitt unter dem Winkel von 45° an einem Rumpfmödel mit Flügelstummeln ($c_a = 0$).

= 0,05, 0,15, ..., 0,95 angenommen, die Ergiebigkeit der ersten von ihnen wurde gleich $d(0,1) V$, die der zweiten gleich $[d(0,2) - d(0,1)] V$ usw. gewählt, wo $d(0,1), \dots$ die Profildicken an den Stellen 0,1, ... bedeuten. Das Ergebnis der Rechnung ist in Bild 19 unten aufgetragen. Man erkennt, daß trotz der stark vereinfachten Annahmen der Rechnung die Meßpunkte in beiden Schnitten recht gut auf den gerechneten Druckverteilungskurven liegen. Andererseits zeigt die Rechnung, daß es vorteilhaft ist, die Meßpunkte über dem Flügel ziemlich dicht zu legen, um das Druckminimum in den Schnitten sicher zu erfassen.

V. Zusammenfassung.

Die bisher zumeist auf zweidimensionale (ebene oder drehsymmetrische) Strömungen angewandte Methode der Erzeugung eines umströmten Körpers durch Verteilung passender Quellen und Senken in einer Parallelströmung läßt sich auch zur Erzeugung von flugzeugähnlichen Körpern in reiner Längsströmung ($c_a = 0$) benutzen. Da bei dreidimensionalen Strömungen keine Stromfunktion mehr existiert, die zur Bestimmung der Körperform herangezogen werden könnte, bestimmt man zuerst den am weitesten vor den Quellen liegenden Staupunkt der Strömung und verfolgt dann die von diesem ausgehenden Stromlinien, die den gesuchten Körper einhüllen. Die Berechnung der Stromlinien erfolgt hierbei durch numerische Integration des Systems der drei simultanen Differentialgleichungen

$$\dot{x} = \varphi_x, \quad \dot{y} = \varphi_y, \quad \dot{z} = \varphi_z,$$

wo x, y, z die rechtwinkligen Koordinaten eines Punktes und φ das Potential der Gesamtströmung bedeuten. Da man hierbei für jeden Punkt der Körperoberfläche die drei Geschwindigkeitskomponenten $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ berechnen muß, ergibt sich die Druckverteilung gleichzeitig mit der Körperform. Näherungsweise läßt sich die Druckverteilung eines Mitteldeckers mit symmetrischem Flügelprofil bei $c_a = 0$ bestimmen, indem man den Einflüssen einer den Rumpf allein erzeugenden Quellverteilung die der Quellverteilung des Flügels allein überlagert. Hierbei muß man sich aber durch Berechnung einiger Stromlinien davon überzeugen, daß die Verformungen der ursprünglichen Rumpfgestalt genügend klein bleiben.

Als Beispiele wurden vier Kombinationen eines drehsymmetrischen Rumpfes vom Verhältnis $D_{max} : L = 1 : 8$ mit verschiedenen Flügeln von den Dickenverhältnissen $d_{max} : l = 0,06, 0,10$ (zwei Lagen) und 0,12 (Übergang vom Flügel zum Rumpf abgerundet) durchgerechnet. Die Druckverteilungen wurden dargestellt in einigen Längs- und Querschnitten durch Rumpf und Flügel, z. T. auch durch Einzeichnen der Linien gleichen Druckes auf der Oberfläche des Flugzeugkörpers. Ein Vergleich der Ergebnisse mit den Druckverteilungen des Flügels und des Rumpfes allein zeigt besonders bei Abrundung des Überganges vom Flügel zum Rumpf z. T. beträchtlich größere Übergeschwindigkeiten im Übergangsgebiet, die sich auf dem Flügel noch in einer Entfernung eines Rumpfdurchmessers von der Flügelwurzel bemerkbar machen.

In einem fünften Beispiel wird ein Vergleich der Rechnung mit Messungen durchgeführt, der befriedigende Übereinstimmung zeigt.

VI. Schrifttum.

- [1] G. Fuhrmann, Theoretische und experimentelle Untersuchungen an Ballonmodellen. Dissertation Göttingen 1912.
- [2] J. Lennertz, Beitrag zur theoretischen Behandlung des gegenseitigen Einflusses von Tragfläche und Rumpf. Z. angew. Math. Mech. Bd. 7 (1927), S. 249.
- [3] J. Vladesa, Über den Einfluß des Rumpfes (Gondeln) auf einige aerodynamische Eigenschaften des Flügels. Dissertation Aachen 1933.
- [4] G. Schulz, Formelsammlung zur praktischen Mathematik. Berlin und Leipzig 1937.
- [5] F. Vandrey, Zur theoretischen Behandlung des gegenseitigen Einflusses von Tragflügel und Rumpf. Luftf.-Forschg. Bd. 14 (1937), S. 347.
- [6] F. Keune, Die ebene Potentialströmung um allgemeine dicke Tragflügelprofile. Jahrbuch 1938 d. dtsh. Luftfahrtforschung, S. 13.
- [7] H. Multhopp, Zur Aerodynamik des Flugzeugrumpfes. Luftf.-Forschg. Bd. 18 (1941), S. 52.

VII. Anhang. Formeln für die Geschwindigkeitskomponenten der benutzten Quellverteilungen.

Für die Geschwindigkeitskomponenten v_x und v_z der von einer Verteilung ebener Quellen längs der x -Achse her-rührenden Strömung hat man allgemein die Ausdrücke

$$v_x = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{x-\xi}{(x-\xi)^2+z^2} dQ(\xi) \dots \dots \dots (8)$$

$$v_z = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{z}{(x-\xi)^2+z^2} dQ(\xi) \dots \dots \dots (9)$$

wo $dQ(\xi)$ die Ergiebigkeit des Belegungselementes im Punkte ξ bedeutet.

Für die Quellverteilung, die in einer Parallelströmung ein dünnes symmetrisches Joukowskiprofil ohne Anstellwinkel erzeugt (vgl. Bild 2 unten), hat man nach F. Keune ([6], S. 3, Gl. (16) und S. 4, Gl. (21, 1))

$$\left. \begin{aligned} dQ(\xi) &= Q \int \frac{1+\xi}{-\xi} (1+4\xi) d\xi \text{ für } -1 < \xi < 0 \\ dQ(\xi) &= 0 \text{ für } \xi < -1 \text{ und } \xi > 0 \end{aligned} \right\} (10)$$

hierbei liegt das Profil längs der x -Achse in der Strecke von -1 bis 0 . Führt man den Ausdruck (10) in die Gl. (8) und (9) ein, so erhält man die Geschwindigkeitskomponenten der Zusatzströmung eines dünnen Joukowskiprofiles

$$v_x = \frac{Q}{2\pi} \int_{-1}^0 \frac{1+\xi}{-\xi} (1+4\xi) \frac{x-\xi}{(x-\xi)^2+z^2} d\xi \dots \dots (11)$$

$$v_z = \frac{Q}{2\pi} \int_{-1}^0 \frac{1+\xi}{-\xi} (1+4\xi) \frac{z}{(x-\xi)^2+z^2} d\xi \dots \dots (12)$$

Die Integrale lassen sich elementar in geschlossener Form auswerten (vgl. [6], S. 8 bis 10), jedoch sind die erhaltenen Ausdrücke so kompliziert, daß eine numerische Auswertung vorteilhafter ist in den wenigen Fällen, in denen das von Keune berechnete Netz nicht ausreicht.

Im vierten Beispiel wurde der Flügel erzeugt durch eine einzelne ebene Quelle und eine dahinterliegende Senkenstrecke konstanter Ergiebigkeit. Ist Q die Ergiebigkeit der

^{*)} In der Arbeit von Keune liegt das Profil in der Strecke von $-1 \leq \xi \leq +1$, daher lauten die Formeln dort etwas anders.

im Nullpunkt angenommenen Quelle und reicht die Senkenstrecke in der x -Achse von $x = a$ bis $x = a - b$ mit der Belegungsdichte Q/b (vgl. Bild 3 unten), so ergeben die Formeln (8) und (9)

$$v_x = \frac{Q}{2\pi a} \left[\frac{x/a}{(x/a)^2 + (z/a)^2} + \frac{a}{2b} \ln \frac{(x/a - 1)^2 + (z/a)^2}{(x/a + b/a - 1)^2 + (z/a)^2} \right] \dots (13)$$

$$v_z = \frac{Q}{2\pi a} \left[\frac{z/a}{(x/a)^2 + (z/a)^2} + \frac{a}{b} \left(\arctg \frac{x/a - 1}{z/a} - \arctg \frac{x/a + b/a - 1}{z/a} \right) \right] \dots (14)$$

Im Falle der drehsymmetrischen Strömung erhält man für die Axialgeschwindigkeit v_x und die Radialgeschwindigkeit v_r einer Quellbelegung der Achse allgemein die Ausdrücke

$$v_x = \frac{1}{4\pi} \int_{\xi=-x}^{+\infty} \frac{x - \xi}{[(x - \xi)^2 + r^2]^2} dQ(\xi) \dots (15)$$

$$v_r = \frac{1}{4\pi} \int_{\xi=-x}^{+\infty} \frac{r}{[(x - \xi)^2 + r^2]^2} dQ(\xi) \dots (16)$$

wo wieder $dQ(\xi)$ die Ergiebigkeit des Belegungselementes an der Stelle ξ ist.

Mit diesen Gleichungen erhält man für eine Verteilung einer einzelnen räumlichen Quelle im Nullpunkt und einer Senkenstrecke in der x -Achse von $x = a$ bis $x = a - b$ (vgl. Bild 4 unten) für die Geschwindigkeitskomponenten

$$v_x = \frac{Q}{4\pi a^2} \left[\frac{x/a}{[(x/a)^2 + (r/a)^2]^2} + \frac{a}{b} \left(\frac{1}{(x/a - 1)^2 + (r/a)^2} - \frac{1}{(x/a + b/a - 1)^2 + (r/a)^2} \right) \right] \dots (17)$$

$$v_r = \frac{Q}{4\pi a^2} \frac{r}{a} \left[\frac{1}{[(x/a)^2 + (r/a)^2]^2} - \frac{a}{b} \left(\frac{1}{(x/a - 1)^2 + (r/a)^2} - \frac{1}{(x/a + b/a - 1)^2 + (r/a)^2} \right) \right] \dots (18)$$

Die Quellverteilung des Fuhrmannschen Körpers IV (vgl. Bild 1 unten) besteht aus einer linear zu Null abfallenden Verteilung von Quellen längs der Strecke $0 \leq x \leq a/3$ und einer längs $a/3 \leq x \leq 2a/3$ linear ansteigenden und dann wieder längs $2a/3 \leq x \leq a$ linear zu Null abnehmenden Senkenverteilung. Für diese ergeben sich aus (15) und (16) die Geschwindigkeitskomponenten

$$v_x = \frac{Q}{4\pi a^2} \left[\frac{2}{3} \ln \left(x/a + \frac{1}{3} + \sqrt{(x/a + \frac{1}{3})^2 + (r/a)^2} \right) + 2 \ln \left(x/a + \frac{2}{3} + \sqrt{(x/a + \frac{2}{3})^2 + (r/a)^2} \right) - \ln \left(x/a - \frac{1}{3} + \sqrt{(x/a - \frac{1}{3})^2 + (r/a)^2} \right) - 2 \ln \left(x/a - \frac{2}{3} + \sqrt{(x/a - \frac{2}{3})^2 + (r/a)^2} \right) \right] \dots (19)$$

$$v_r = \frac{Q}{4\pi a^2} \frac{r}{a} \left[\frac{1}{x/a - 1/3 + \sqrt{(x/a - 1/3)^2 + (r/a)^2}} - \frac{2}{x/a - 2/3 + \sqrt{(x/a - 2/3)^2 + (r/a)^2}} + \frac{1}{x/a - 1 + \sqrt{(x/a - 1)^2 + (r/a)^2}} - \frac{2}{x/a - 2 + \sqrt{(x/a - 2)^2 + (r/a)^2}} \right] \dots (20)$$

Abgeschlossen Dezember 1941.

des
zu
Ein
die
wir

wir
ein
fol
dar
da
we
kei
als
ge
no

An
ist
un
Ge
ein
mi
Bi
st
ba
da
sc
An
de
A
W
se
da
un

fe
[2
v
w
w
b
W

S
le
g

Der DVL-Längsneigungs-Steuerzeiger, ein Hilfsgerät für den Start von Seeflugzeugen*).

Von G. Full und H. Freise.

Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof und Travemünde.

Nach einem Hinweis auf die Wichtigkeit der Einhaltung des richtigen Anstellwinkelverlaufs beim Start von Seeflugzeugen wird ein Gerät beschrieben, das dem Flugzeugführer die Einhaltung des günstigsten Anstellwinkels ermöglicht. Über die Erprobung, die volle Brauchbarkeit des Gerätes ergab, wird berichtet.

Gliederung.

- I. Der Anstellwinkelverlauf beim Start.
- II. Die Einhaltung des Anstellwinkels.
- III. Aufbau des Gerätes.
- IV. Erprobungsergebnisse.
- V. Zusammenfassung.
- VI. Schrifttum.

I. Der Anstellwinkelverlauf beim Start.

Beim Start eines Seeflugzeuges ändert sich der Anstellwinkel in einer bestimmten Weise, Bild 1: Zunächst erfolgt ein Aufrichten bis zum Widerstandsmaximum. Beim darauffolgenden Aufstufen vermindert sich die Anstellung, die dann weiter abnimmt, bis die Geschwindigkeit so groß ist, daß das Flugzeug durch Ziehen zum Abheben gebracht werden kann. Der Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit und Anstellwinkel ist also weniger leicht zu übersehen als beim Landflugzeug. Eine genaue Einhaltung des richtigen Anstellwinkelverlaufs ist aber aus folgenden Gründen notwendig:

1. Der Widerstand des Seeflugzeuges ist abhängig vom Anstellwinkel [1], wie in Bild 2 für ein Beispiel dargestellt ist. Der Anstellwinkel, bei dem der geringste Widerstand und damit der kürzeste Start erzielt wird, kann für jede Geschwindigkeit durch entsprechende Querauftragung aus einer solchen Darstellung entnommen werden. Er durchläuft mit zunehmender Geschwindigkeit eine Kurve ähnlich der in Bild 1 dargestellten. Wie Bild 2 ferner zeigt, weist der Widerstand des Schwimmwerkes bei Geschwindigkeiten unmittelbar vor dem Aufstufen ein ausgesprochenes Maximum auf, das bei hoher Leistungsbelastung nahe an den Schraubenschub herankommt. Bei Abweichung vom günstigsten Anstellwinkel an dieser Stelle übersteigt der Widerstand den Schraubenschub, und der Start wird unmöglich. Zum Abheben darf nicht zu früh gezogen werden, weil sonst der Widerstand stark anwächst oder das Flugzeug aus dem Wasser gerissen wird, bevor es flugfähig ist. Andererseits soll das Abheben nicht zu spät erfolgen, weil sonst der Start unnötig lang wird.

2. In gewissen Anstellwinkelbereichen tritt Tauchstampfen auf, wodurch Flugzeug und Besatzung gefährdet werden [2, 3]. Die Grenzen der kritischen Anstellwinkelbereiche verschieben sich mit der Geschwindigkeit. Der Anstellwinkelverlauf ist so zu wählen, daß der stabile Bereich während des ganzen Starts eingehalten wird, wobei gegebenenfalls Abweichungen vom Anstellwinkel des geringsten Widerstandes in Kauf genommen werden müssen.

Aus beiden Bedingungen könnte man einen optimalen Startverlauf bestimmen. Da aber die Wirkung des Höhenleitwerks, besonders im ersten Teil des Starts, noch gering gegenüber den auftretenden hydrodynamischen Momenten

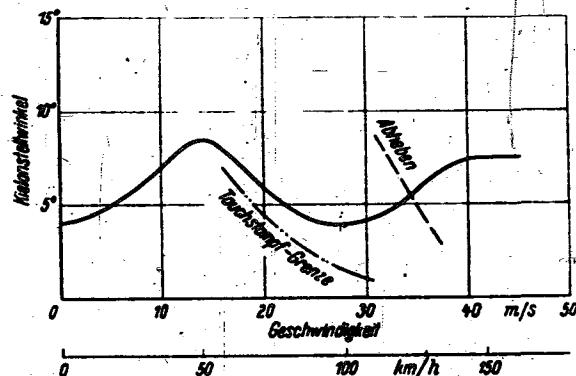


Bild 1. Anstellwinkelverlauf beim Start eines Seeflugzeuges.

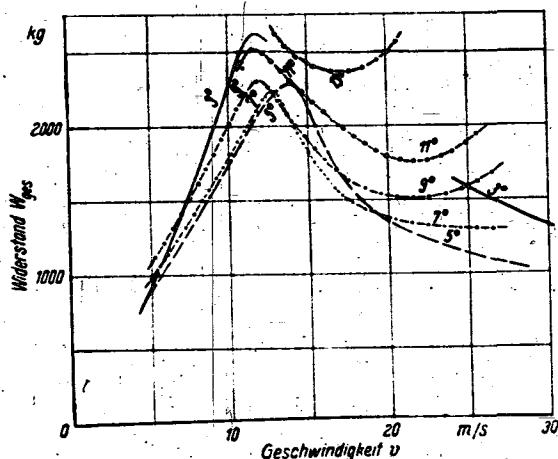


Bild 2. Widerstandsverlauf bei verschiedenen Anstellwinkeln.

ist, kann der theoretisch günstigste Anstellwinkel nicht immer erreicht werden. Erst wenn man den erreichbaren Anstellwinkel in Rechnung stellt, kann der richtige Anstellwinkelverlauf festgelegt werden. Dieser gilt natürlich nur für das jeweilige Flugzeugmuster und zunächst nur für ein Gewicht und eine Schwerpunktslage. Bleibt die letztere, von der ja der erreichbare Anstellwinkel abhängt, in mäßigen Grenzen gleich, so kann man einen Startverlauf festlegen, der für das betreffende Seeflugzeug immer anwendbar ist. Er wird auf ein hohes Fluggewicht zugeschnitten, ergibt deshalb für kleine Gewichte etwas zu große Anstellwinkel und ein etwas zu spätes Abheben. Da nur der Start mit hohem Gewicht kritisch ist, bedeutet das, von Sonderfällen abgesehen, keinen wesentlichen Nachteil. Tauchstampfen kann nicht auftreten, wenn es bei dem ursprünglichen Gewicht nicht vorhanden war, weil die untere Stabilitätsgrenze bei Abnahme des Gewichts nach unten rückt und die obere Grenze nach den bisherigen Erfahrungen der DVL durch entsprechende Wahl der Kurve in jedem Falle eingehalten werden kann.

* P 51 5.

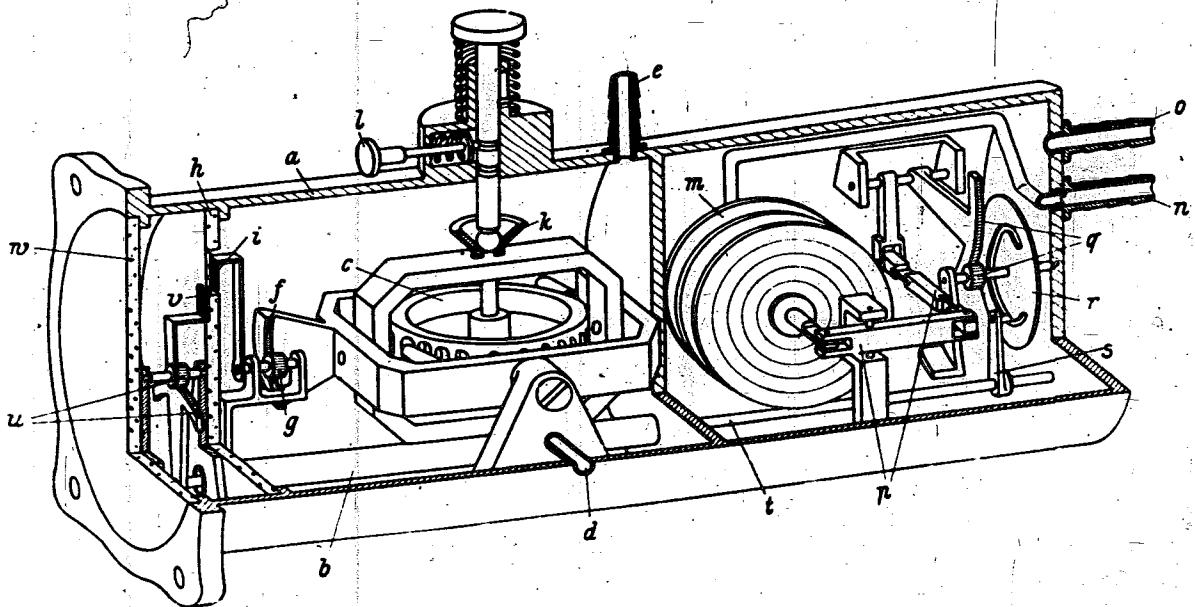


Bild 3. DVL-Längsneigungs-Steuerzeiger. Aufbau des Gerätes.

a Gehäuse
b Verbindungsrohr
c luftantriebener Kreisler
d Lufteströmöffnung
e Anschlußstutzen für Sogpumpe
f Zahnsegment
g Ritzel
h Plexiglasscheibe

i Istzeiger
k Arretierknopf
l Knopf zum Lösen der Arretierung
m dreiteilige Dose
n Anschlußstutzen für Flugstaudruck
o Anschlußstutzen für Sog der Venturidüse
p Übersetzungsgestänge

q Zahnradgetriebe
r Kurvenscheibe
s Mitnehmer
t Mitnehmerachse
u Zahnradgetriebe
v Sollzeiger
w Plexiglasscheibe.

Ein solcher Anstellwinkelverlauf für das Flugzeugmuster BV 138, der auf Grund von Rechnung und Versuch festgelegt wurde, ist in Bild 1 dargestellt. Es ist deutlich das Aufrichten am Widerstandsmaximum, der anschließende Abfall des Anstellwinkels und schließlich das Ziehen zum Abheben zu erkennen. Die untere Tauchstamfgrenze liegt unterhalb der Kurve, die obere Grenze wird bei diesem Muster praktisch nicht erreicht. Das Abheben erfolgt nicht mit dem größtmöglichen Anstellwinkel, sondern ist etwas abgeflacht, um ein Überziehen auf jeden Fall zu vermeiden.

II. Die Einhaltung des Anstellwinkels.

Aufgabe des Konstrukteurs ist es, die Momente so auszugleichen, daß das Flugzeug den richtigen Anstellwinkel beim Start von selbst anzunehmen bestrebt ist. Der Flugzeugführer hat dann nur gefühlsmäßig etwas zu verbessern und im richtigen Augenblick abzuheben. Bei Flugzeugen älterer Bauart wurde das Gefühl für den richtigen Anstellwinkel dadurch unterstützt, daß Bootsbug oder Motorvorbau im Blickfeld des Führers lagen und durch die jeweilige Lage zum Horizont einen guten Anhalt boten. Bei modernen mehrmotorigen Flugzeugen ist das Blickfeld frei gehalten, wodurch das Schätzen des Winkels erschwert ist. Andererseits ist bei modernen Booten mit hoher Schwimmwerksbelastung die Tauchstamfgfahr größer, die Einhaltung des richtigen Anstellwinkels deshalb wesentlich wichtiger geworden. Einige Unfälle der letzten Zeit beweisen dies eindringlich. Es erschien deshalb geboten, zur Unterstützung des Flugzeugführers ein Gerät zu schaffen, das den jeweils richtigen Anstellwinkel sowie gleichzeitig den wirklich vorhandenen Anstellwinkel anzeigt, um durch den Vergleich beider Anzeigen eine genaue Startüberwachung zu ermöglichen. Besondere Bedeutung gewinnt ein solches Gerät beim Nacht- und Blindstart.

III. Aufbau des Gerätes.

Zur Erfüllung dieser Aufgabe wurde in der DVL in Zusammenarbeit von Konstruktions-Büro Flugwerk und Institut für Seeflugwesen der Längsneigungs-Steuerzeiger entwickelt¹⁾.

¹⁾ An der Entwicklung des Gerätes waren die Ingenieure Buttke, Arndt und Schiemann beteiligt.

Der Aufbau des Gerätes ist aus Bild 3 ersichtlich. Das Gehäuse *a* enthält, wie man erkennt, drei Kammern. Die äußeren sind durch ein Rohr *b* miteinander verbunden, im übrigen aber gegen die Außenluft und die mittlere Kammer abgedichtet. Diese enthält alle zur Anzeige der Flugzeuglängsneigung notwendigen Teile. In den Außenkammern sind die für die »Sollanzeige« notwendigen Teile angeordnet.

In der Innenkammer ist ein luftantriebener Kreisler *c* vollkardanisch indifferent gelagert. Die Luft strömt an zwei einander gegenüberliegenden Öffnungen *d* zu. Die vom Flugmotor angetriebene Sogpumpe wird an den Stutzen *e* angeschlossen. Der Außenrahmen des Kreislers trägt ein Zahnsegment *f*, das mit einem in der Kammer gelagerten Ritzel *g* in Eingriff steht, auf dessen Achse der hinter der Plexiglasscheibe *h* spielende Zeiger *i* befestigt ist. Der Kreisler ist bis zum Start am Innenrahmen durch einen kugligen Knopf *k* arretiert. Nach Lösung der Arretierung an Knopf *l* behält der Kreisler eine Zeitlang seine Lage im Raum bei. Da die Drehachse des Kreiselaußenrahmens parallel zur Flugzeugquerachse verläuft, ist mithin der Ausschlag des »Istzeigers« ein Maß für die Längsneigung des Flugzeuges. Die Winkelübersetzung ist 20:1. Die Kreiseldrehzahl beträgt etwa 30000 U/min bei einem Pumpensog von 1600 mm WS.

Die hintere Kammer enthält eine dreiteilige Dose *m*, in die am Stutzen *n* der Flugstaudruck eingeleitet wird. Der Stutzen *o* steht mit der Saugleitung einer im Fahrtwind liegenden Venturidüse in Verbindung. Der Beiwert dieser Düse beträgt 3,5 bei Schaltung gegen den statischen Druck. Da hier gegen den Staudruck gemessen wird, betragen die auf die Dose wirkenden Drücke das 4,5fache des Flugstaudruckes. Die unter der Wirkung dieser Drücke zustande kommende Dosenauslenkung wird über ein Gestänge *p* und ein Zahnradgetriebe *q* in die Drehung einer Scheibe *r* umgewandelt. In diese ist die jeweils notwendige Steuerkurve eingefräst. Sie bewirkt über einen Mitnehmer *s*, dessen Achse *t* zum großen Teil in Rohr *b* verläuft, ferner über ein Zahnradgetriebe *u* die Drehung des vor der Plexiglasscheibe *h* spielenden »Sollzeigers« *v*. Die Plexiglasscheibe *w* schließt die vordere Kammer nach außen ab.

Bild 4 zeigt die Außenansicht des Gerätes. Die Frontplatte hat die Abmessungen der großen amerikanischen Norm von Flugzeughordgeräten. Die Gehäuselänge beträgt

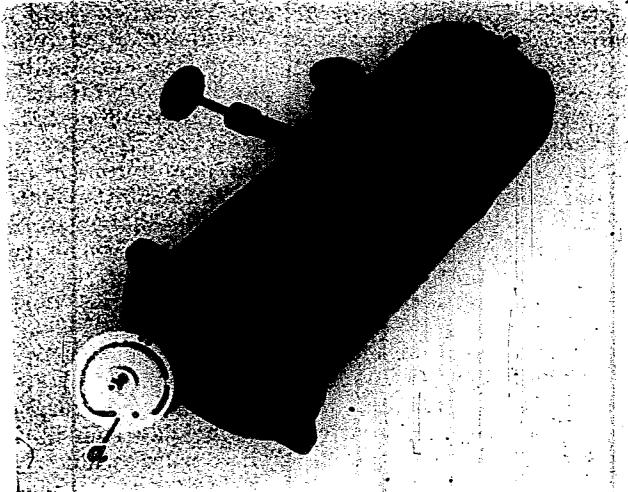


Bild 4. Ansicht des Gerätes.
a = auswechselbare Kurvenscheibe.

etwa 215 mm. Da die für die Sollkurve maßgebliche Geschwindigkeit die gegen Wasser ist, das Gerät aber eine Geschwindigkeitsmessung gegen Luft benutzt, wurde vorgesehen, daß die Kurvenscheibe der jeweiligen Windgeschwindigkeit angepaßt wird. Der Wind bedeutet eine Verschiebung der Sollkurve längs der Abszissenachse, wobei eine Differenz von 2 m/s noch als zulässig angesehen wurde. Man kommt dann mit 2 Kurvenscheiben für 2 und 6 m/s Wind in dem gesamten Bereich von 0 bis 8 m/s aus. Bei noch stärkerem Wind ist die Verwendung des Gerätes durch den Wellengang erschwert, wegen der Entlastung durch den Wind aber auch unnötig. Außer dem Wind muß die Kurvenscheibe selbstverständlich dem jeweiligen Flugzeugmuster angepaßt sein. Aus beiden Gründen wurde für eine leichte Austauschbarkeit Sorge getragen. Auf Bild 4 ist eine ausgebaut Scheibe erkennbar.

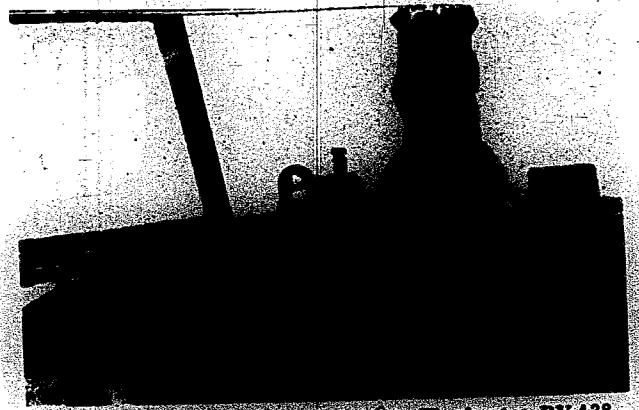


Bild 5. Einbau am Gerätebrett des Flugbootes BV 138.



Bild 6. Fahrtmesserdüse und Luftflögegeber am Bootsbug.

IV. Erprobungsergebnisse.

Das Gerät wurde in ein Flugboot vom Muster BV 138 eingebaut und eingehend erprobt. Es ist vor dem Flugzeugführer über dem Bordgerätebrett angeordnet, Bild 5. Um die Anzeige zwecks Messung filmen zu können, ist es etwas seitlich aus der geraden Blickrichtung versetzt. Für Nachtsicht ist eine U. V.-Leuchte angebracht. Der Antrieb des Kreisel erfolgt durch eine Sogpumpe am Mittelmotor. Die für den Sollzeiger erforderliche Fahrtmesserdüse sitzt an einem Mast am Bootsbug, Bild 6. Als Sollkurve ist der in Bild 1 dargestellte Anstellwinkelverlauf zugrunde gelegt. Die durchgeführten Messungen dienten der Beantwortung folgender Fragen:

1. Zeigt der Sollzeiger wirklich bei jeder Geschwindigkeit den nach der Sollkurve Bild 1 geforderten Winkel an?
2. Zeigt der Istzeiger die wirkliche Lage des Flugzeuges an, insbesondere ist eine Auswanderung des Kreisels festzustellen?
3. Ist ein Nachsteuern derart möglich, daß beide Zeiger in Deckung bleiben?

Hierzu mußten Geschwindigkeit und Anstellwinkel gemessen und die Anzeige des Gerätes gefilmt werden, das zu dieser Verwendung mit einer in Bild 5 erkennbaren, für den normalen Gebrauch entfallenden Skala versehen war. Zur Geschwindigkeitsmessung wurden ein Luftlog (Dornier-Startlog) und ein Wasserlog (DVL-Fadenlog) eingesetzt. Der Geber des Luftlogs befindet sich unter der Fahrtmesserdüse am Mast am Bootsbug. Das Fadenlog wird vom unteren Heckstand aus bedient. Beide Geräte liefern Stromimpulse, die im Dornier-Logschreiber gemeinsam auf Wachspapier registriert werden. Das Fadenlog ist verschiedentlich im Schleppkanal und am Flugzeug geeicht worden. Der Kontaktabstand beträgt 4,034 m. Das Luftlog wird nach dem Fadenlog geeicht, indem die Kontaktzahl pro Sekunde des Luftlogs über der Geschwindigkeit nach Fadenlog aufgetragen wird, Bild 7. Die Eichkurve ist eine Gerade, deren Steigung die Logsteigung angibt. Der Schnitt mit der Ge-

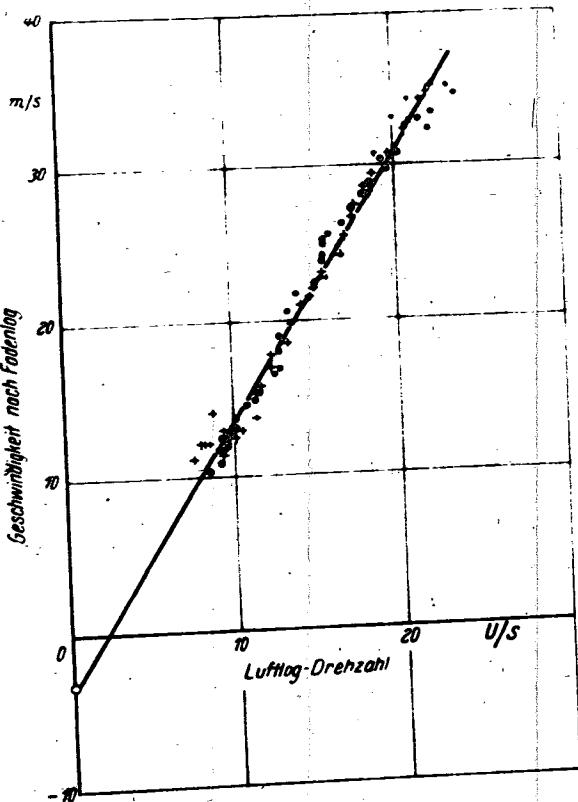


Bild 7. Luftlogeichung.
Logsteigung $h = 1,705 \text{ m/Umdr.}$
Wind $v_w = 3 \text{ m/s}$
+ Versuch a
● Versuch b.

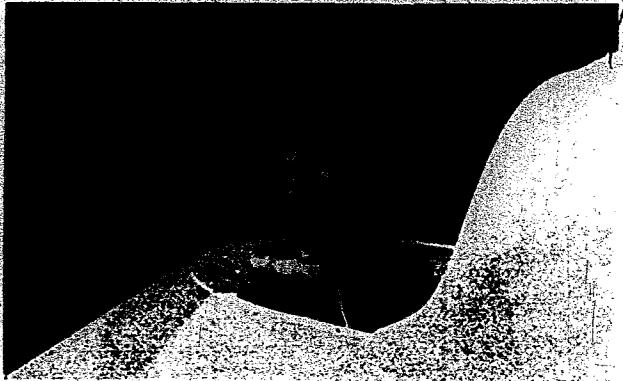


Bild 8. Einbau der Kamera für Horizontaufnahmen im Gondelstand.

schwindigkeitsachse liefert gleichzeitig die Windgeschwindigkeit für den betreffenden Versuch. Der Anstellwinkel wurde durch Filmen des Horizonts vom Gondelstand aus gemessen. Bild 8. Beide Kameras und der Logsreiber erhalten Zeitmarken von einer Wetzler-Uhr, die zwecks Synchronisierung ein- bis zweimal kurz unterbrochen werden.

Das Ergebnis eines solchen Versuchs zeigt Bild 9. Die mittlere Windgeschwindigkeit betrug 3 m/s, so daß mit genügender Genauigkeit die Kurvenscheibe für 2 m/s Wind verwendet werden konnte. Es ist zunächst der zeitliche Verlauf der Geschwindigkeit nach beiden Logs aufgetragen, wobei für das Luftlog ein konstanter Wind von 3 m/s abgezogen wurde. Die verbleibende Differenz beider Kurven ist durch Schwankungen des Windes und durch die Auswertegenauigkeit bedingt. Da der Sollzeiger von einer Fahrtmesserdüse gesteuert wird, seine Anzeige also von der Geschwindigkeit gegen Luft abhängt, wurde die Geschwindigkeit nach Luftlog benutzt, um aus der Sollkurve Bild 1 die jeweils geforderten Winkel zu entnehmen (strichpunktierte Kurve). Man sieht, daß die Übereinstimmung mit der Anzeige des Sollzeigers (ausgezogene Kurve) befriedigend ist. Nur an einer Stelle (sec 23 bis 25) ist eine größere Differenz vorhanden, die aber verschwindet, wenn man die an dieser Stelle etwas abfallende Geschwindigkeitskurve begradigt. Da dieselbe Erscheinung bei einem anderen Versuch auftritt, kann vermutet werden, daß das weitgehend trägheitsfreie Dornierlog hier eine kleine Windschwankung registriert hat, die sich auf das Anzeigegerät nicht ausgewirkt hat. Die Anzeige des Kreisels (kurz gestrichelt) und der Anstellwinkel, der durch Auswertung der Horizontmessung ermittelt wurde (lang gestrichelt), stimmen ebenfalls im Rahmen der Meß- und Auswertegenauigkeit einwandfrei überein. Ein Aus-

wandern des Kreisels konnte bei den Versuchen nicht festgestellt werden. Das Nachsteuern und Indeckunghalten der beiden Zeiger ist gut gelungen. Lediglich am Maximum macht es einige Schwierigkeiten, das Flugzeug bis an den geforderten Anstellwinkel zu drücken, besonders bei der Vermessung, deren Ergebnis hier gezeigt ist, weil durch die Besetzung beider Heckstände entgegen dem normalen Ladeplan eine Schwerpunktsverschiebung nach hinten eintritt. Die Schwierigkeit ist inzwischen dadurch behoben worden, daß eine neue Kurvenscheibe angefertigt wurde, die an dieser Stelle einen um 1,5° erhöhten Anstellwinkel liefert. Damit wird ein einwandfreies Nachsteuern im ganzen Bereich ermöglicht.

Außer dem Sachbearbeiter der DVL haben eine Anzahl Flugzeugführer der Erprobungsstelle Travemünde Starts mit dem Gerät durchgeführt. Allen gelang nach kürzester Zeit ein einwandfreies Nachsteuern, ohne daß sich irgendwelche Schwierigkeiten ergaben. Ferner wurden außer den Starts mit Sicht Blindstarts hinter geschlossenen Vorhängen und Nachtstarts durchgeführt, die ebenfalls völlig gelangen, trotzdem die von den übrigen Blindfluggeräten (Kurskreisel, Wendezeiger) räumlich getrennte Anordnung in dem Versuchsflugzeug eine gewisse Erschwerung der Übersicht für den Flugzeugführer darstellte. Besonders der Nachtstart mit U. V.-Anstrahlung des Gerätes gibt dem Flugzeugführer eine bemerkenswerte Sicherheit.

V. Zusammenfassung.

Die Einhaltung eines bestimmten Anstellwinkelverlaufs ist beim Start von Seeflugzeugen von Wichtigkeit. Um dem Flugzeugführer die Aufgabe zu erleichtern, hat die DVL ein Gerät geschaffen, das einmal den der jeweiligen Geschwindigkeit zugeordneten günstigsten Anstellwinkel, zum anderen den tatsächlich vorhandenen Anstellwinkel anzeigt. Der Flugzeugführer hat lediglich die beiden Zeiger durch entsprechende Betätigung des Höhenruders in Deckung zu halten. Das einwandfreie Arbeiten des Gerätes ist durch Messungen belegt. Es wurden nach dem Gerät von zahlreichen Flugzeugführern Starts durchgeführt. Außerdem wurde es im Blind- und Nachtstart erprobt, wobei es sich bestens bewährte.

VI. Schrifttum.

- [1] Sottorf, Gestaltung von Schwimmwerken. Luftf. Forschg. Bd. 14 (1937) Lfg. 4/5 S. 157.
- [2] Lechner, Beitrag zur Frage des Tauchstampfens von Seeflugzeugen. Nichtveröffentlichter DVL-Bericht.
- [3] Sottorf-Lange, Tauchstampfen im Modellversuch. Nichtveröffentlichter DVL-Bericht.

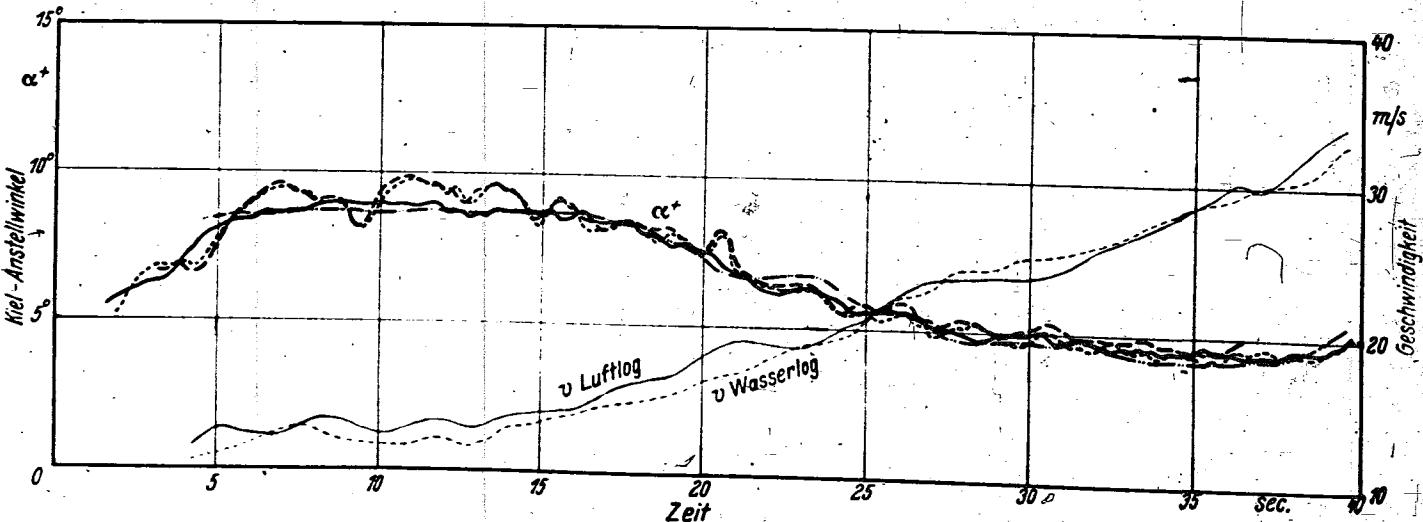


Bild 9. Startverlauf BV 133 mit DVL-Längsneigungs-Steuerzeiger.

— Soll-Anzeige des Gerätes, — Ist-Anzeige des Gerätes, — Soll-Verlauf entspr. Sollkurve und gemessener Geschwindigkeit, - - - Ist-Verlauf nach Auswertung der Horizont-Kamera-Messung

Vorabdrucke aus Jahrbuch 1942 der deutschen Luftfahrtforschung 9. Lieferung

Inhalt:

Sechskomponentenmessungen an schiebenden Ellipsenflügeln und Vergleich mit der Theorie. Von M. Hansen	2
Ergebnisse von Rechnungen zur Seitenstabilität des Flugzeuges und ihre Anwendung. Von G. Backhaus und P. Koloska	11
Die Umrechnung gemessener Abflugzeiten und -wege von Seeflugzeugen auf beliebige Winde und Luftwichten. Von H. Schiemann	19
Ein Beitrag zur Aerodynamik des Rumpfes. Von R. Kosin und W. Lehmann	25
Untersuchungen über den Einfluß hoher Unterschallgeschwindigkeiten auf die Gleitzahl der Drehflügelflugzeuge. Von G. Sissingh	30
Die Stabilitätsbedingungen des Fieseler-Deichselzählepps. Von K. Petrikat und E. Pierushka	36

Zentrale für wissenschaftliches Berichtswesen der Luftfahrtforschung
des Generalflugzeugmeisters (ZWB)
Berlin-Adlershof

7686

Sechskomponentenmessungen an schiebenden Ellipsenflügeln und Vergleich mit der Theorie*).

Von M. Hansen.

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

Von Krienes ergänzend zu seinen bisherigen Angaben durchgeführte Rechnungen für Ellipsenflügel beim Schieben gaben Anlaß, Messungen an entsprechend der Rechnung ausgewählten Ellipsenflügeln bei Schräganblasung zwecks Vergleichs mit den theoretisch gefundenen Ergebnissen durchzuführen. Dabei bot sich Gelegenheit, abhängig von der Streckung die Auftriebsteigung mit theoretischen Kurven und bisherigen Messungen zu vergleichen. Außerdem werden die Ergebnisse für den von der Theorie nicht erfaßten Meßbereich mitgeteilt, wobei der Einfluß der Streckung besonders beachtet wurde.

Gliederung.

- I. Einleitung.
- II. Beschreibung der Modelle und Bezeichnungen.
- III. Durchführung und Auswertung der Versuche.
- IV. Darstellung der Versuchsergebnisse und Vergleich mit der Theorie.
- V. Zusammenfassung.
- VI. Schrifttum.

I. Einleitung.

In der Arbeit von Krienes »Die elliptische Tragfläche auf potentialtheoretischer Grundlage« [1]¹⁾ findet sich auch ein Abschnitt über den elliptischen Tragflügel beim Schieben. Für eine Streckung 6,37 bei einem Verhältnis der Ellipsenachsen $a/b = 0,2$ gibt Krienes die Abhängigkeit des Auftriebs und Rollmoments vom Anstell- und Schiebewinkel an. Die für die Streckung 2,55 mit $a/b = 0,5$ benötigten Funktionen lagen ebenfalls berechnet vor. Sie konnten für die reziproken Achsenverhältnisse $a/b = 5$ und 2 mit den Streckungen 0,255 bzw. 0,637 ebenfalls angewendet werden. Für den Vergleich mit der Theorie wurden deshalb vier Ellipsenflügel mit den angeführten Abmessungen und Streckungen ausgewählt. Die Ergebnisse der von Krienes noch nach seiner Veröffentlichung [1] vorgenommenen ergänzenden Rechnungen sind in einer später angegebenen Zahlentafel zusammengestellt.

II. Beschreibung der Modelle und Bezeichnungen.

Außer den vier Ellipsen mit den bereits erwähnten Achsenverhältnissen wurde noch die Kreistragfläche mit in die Untersuchung einbezogen. Die Theorie hierzu wurde von Kinner [2] gerechnet. Eingehende Messungen bei Geradanblasung sind unter [3] zu finden. Für die Kreisscheibe lassen sich die Verhältnisse beim Schieben besonders einfach überschauen. Man kann die bei gerader Anströmung gewonnenen Ergebnisse in einfacher Weise auf die beim Schieben auftretenden Verhältnisse umrechnen, so daß man sich eine Sechskomponentenmessung hätte ersparen können. Im Hinblick auf die Erprobung der für die Messungen benutzten elektrodynamischen Waage des Kanals IV der Aerodynamischen Versuchsanstalt, Göttingen, welche zu Beginn der vorliegenden Messung gerade in Gebrauch genommen wurde, lag es jedoch nahe, die Messung der Kreisscheibe in die Ellipsenreihe mit einzubeziehen. Das

$$F = \frac{2g^2}{4} \text{ bzw. } \frac{2}{4} ab = 0,1256 \text{ m}^2 \text{ für alle Flächen}$$

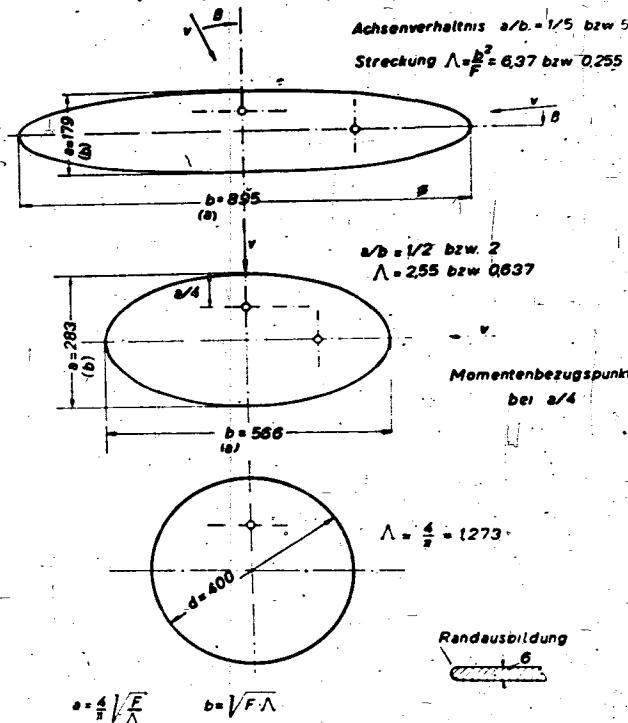


Bild 1. Die untersuchten Ellipsenflächen.

erschien auch wegen der Strömungsverhältnisse in der Gegend des Höchstauftriebes ratsam. Damit ergaben sich zunächst fünf Modelle für die vorgesehene Untersuchung, über die alle erforderlichen Angaben auf Bild 1 zusammengestellt sind.

Die Flügel wurden aus 6 mm dickem Eisenblech angefertigt. Die Ränder waren halbkreisförmig abgerundet, die Oberflächen mit Lack angestrichen. Die beiden vorderen Aufhängepunkte befanden sich nicht weit von den seitlichen Rändern der Platten. Nur bei dem Ellipsenflügel mit $a/b = 5$ mußten seitlich herausragende kurze Stiele angebracht werden, da die Waagen für den vorderen Auftrieb nicht bis zu dem der kleinen Spannweite entsprechenden Abstand zusammengefahren werden konnten. An den vorderen Aufhängepunkten befanden sich außen Ösen, in welchen die waagerecht angreifenden Drähte für die Ermittlung der Seitenkraft angebracht wurden. Der hintere Aufhängepunkt befand sich je nach der Größe von $a/2$ in runden Abständen von je 300 bis 500 mm von der Mitte des Modells entfernt am Ende eines entsprechenden langen Stiels. Weiter Einzelheiten der Aufhängung zeigt Bild 2.

Nach der Auswertung der ersten Meßreihen erwies es sich als notwendig, den Ellipsenflügel der Streckung $\Lambda = 6,37$ auch noch profiliert zu untersuchen. Es wurden deshalb noch zwei Modelle dieser Streckung in die Messung einbezogen.

¹⁾ P 31 11.

²⁾ Die Angaben in eckigen Klammern beziehen sich auf das Schrifttumsverzeichnis am Ende der Arbeit.

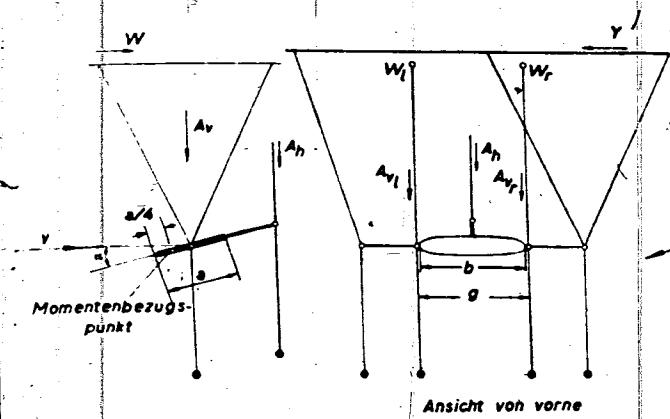
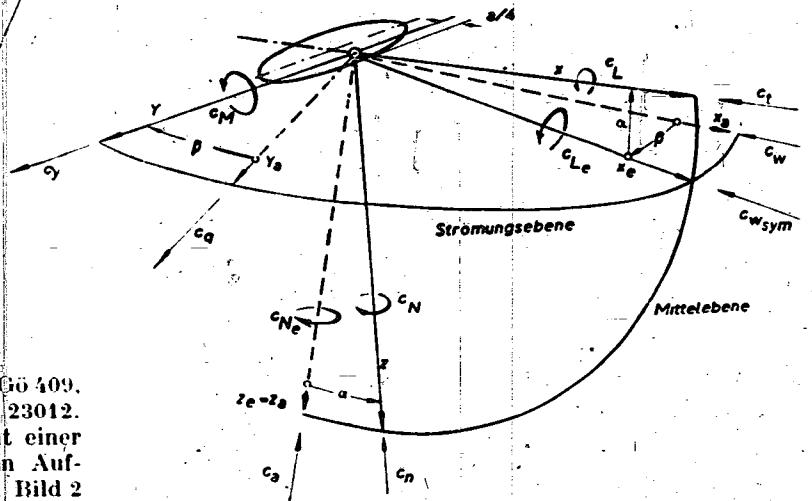


Bild 2 (links). Schema der Modellaufhängung.
Bild 3 (rechts). Bezugssystem und Bezeichnungen.



Das eine Modell war nicht gewölbt und profiliert nach Gö 409, das andere gewölbt und profiliert entsprechend NACA 23012. Der nicht profilierte Ellipsenflügel wurde zuerst mit einer Aufhängung gemessen, bei der die beiden vorderen Aufhängepunkte sich in einem Abstand g entsprechend Bild 2 befanden. Zwecks genauerer Ermittlung des Rollmoments wurde die Messung mit einem halb so großen Abstand g wiederholt. Die vorderen Aufhängepunkte befanden sich dabei nicht weit von der Flügelvorderkante. Diese Aufhängung wurde auch für die beiden profilierten Ellipsenflügel beibehalten.

Sechskomponentenwaage benutzt. Sie wird von dem über der Versuchsstrecke liegenden Versuchsraum aus bedient und gestattet die Einstellung beliebiger Schiebewinkel β . Bei den Messungen wurde ein bestimmter Schiebewinkel eingestellt und dann eine Anstellwinkelreihe von $\alpha = -6^\circ$ angefangen in Abständen von 3° bis über den Abreißpunkt hinaus durchgeführt. Der Bereich der Schiebewinkel wurde bis $\beta = 30^\circ$ ausgedehnt. Es wurden gemessen die Winkel $\beta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ und 30° , und zwar positiv und negativ. Durch Mittelwertbildung von $+\beta$ und $-\beta$ konnten Ungenauigkeiten des Windstroms und der untersuchten Tragflächen ausgeglichen werden.

Das verwendete Bezugssystem ist auf Bild 3 dargestellt. Es entspricht der neuesten Fassung von DIN L 100. Für Roll- und Giermoment sind die in den Normen ebenfalls angegebenen Achsen x_e und $z_e = z_g$ benutzt, welche sich bei der Wiedergabe von Windkanalmessungen als zweckmäßig erwiesen haben. Der Bezugspunkt des Achsensystems wurde für alle untersuchten Flügel im Abstand $a/4$ vom vordersten Flügelpunkt angenommen. Die Bezeichnungen von Kräften und Momenten sind ebenfalls aus Bild 2 zu entnehmen.

Der Drahtwiderstand wurde ebenfalls für die verschiedenen Gierwinkel β nach beiden Richtungen für zwei Flächen, nämlich die Ellipse $a/b = 0.2$ und die Kreisfläche, ermittelt, nachdem die Flächen durch einen Profildraht mit entsprechendem Stiel ersetzt worden waren. Es wurde auch noch eine Drahtwiderstandsmessung ohne den zum A_h -Draht führenden Stiel vorgenommen, da einige Flächen keinen oder nur einen sehr kurzen Stiel hatten. Auf diese Weise konnte der Drahtwiderstand einigermaßen zutreffend ermittelt werden. Seine Komponente in Richtung der Seitenkraft Y war beträchtlich. Da Y an sich schon klein ist, wird seine Bestimmung dadurch noch schwieriger. Durch Mittelung der Messungen für $+\beta$ und $-\beta$ und durch Ausgleich der stark streuenden gemessenen Seitenkraft konnte jedoch nach Abzug der zugehörigen Komponente des Drahtwiderstandes ein im großen und ganzen befriedigender Verlauf der Seitenkraft ermittelt werden.

Für Auftrieb, Widerstand und Kippmoment wichen die aus den Meßwerten bei $+\beta$ und $-\beta$ gebildeten Mittelwerte nur unmerklich von den Meßwerten selbst ab. Für Roll- und Giermoment waren die Abweichungen beträchtlich, im ganzen jedoch nicht größer als bei ähnlichen Messungen in anderen Windkanälen. Unsicher war bei der ersten Messung die Ermittlung des Rollmoments für die Ellipse mit $a/b = 0.2$ $A = 6,37$ für kleine Auftriebe, da die Meßwerte an sich schon klein waren und außerdem noch größere Schwankungen aufwiesen. Wie bereits erwähnt, wurde deshalb für dieses Modell eine Wiederholungsmessung mit ungefähr auf die Hälfte verkürzter Entfernung g der vorderen Aufhängepunkte vorgenommen. Dadurch war eine genauere Ermittlung des Roll- und Giermomentes möglich. Das Ergebnis war von dem vorher erhaltenen nur unwesentlich verschieden. Auch die profilierten Ellipsen wurden mit der verkürzten Entfernung g durchgemessen. Für die Messungen mit der 1,5-m-Düse wurde bei der Auswertung auf eine Korrektur des Windkanaleinflusses wegen ihrer Kleinheit verzichtet. Bei den späteren Messungen mit der kleinen Düse wurde sie dagegen berücksichtigt.

Der Zusammenhang der Kraftbeiwerte untereinander beim Schieben geht aus folgenden Formeln hervor:

$$\begin{aligned} \text{Windfestes System: } c_a &= c_n \cos \alpha - c_l \sin \alpha \\ c_w &= c_{w\text{sym}} \cos \beta - c_y \sin \beta \\ c_q &= c_y \cos \beta - c_{w\text{sym}} \sin \beta \\ \text{Flügelfestes System: } c_n &= c_a \cos \alpha + c_{w\text{sym}} \sin \alpha \\ c_l &= c_{w\text{sym}} \cos \alpha - c_a \sin \alpha \\ c_y &= c_q \cos \beta - c_w \sin \beta \end{aligned}$$

$c_{w\text{sym}}$ ist der Beiwert für den in Richtung der x_e -Achse gemessenen Widerstand.

Die Momentenbeiwerte ergeben sich nach den Formeln:

$$\begin{aligned} \text{Rollmoment } L_e &= c_{l_e} q F s \\ \text{Kippmoment } M &= c_{M} q F l \\ \text{Giermoment } N_e &= c_{N_e} q F s \end{aligned}$$

mit $s =$ Halbspannweite und $l =$ Flügeltiefe. Der Zusammenhang der Momente L_e und N_e mit L bzw. N ist gegeben durch die Formeln:

$$\begin{aligned} L &= L_e \cos \alpha - N_e \sin \alpha \\ N &= N_e \cos \alpha - L_e \sin \alpha \end{aligned}$$

Für kleine α ist also der Unterschied zwischen L und L_e bzw. N und N_e geringfügig.

III. Durchführung und Auswertung der Versuche.

Die Messungen fanden statt im Kanal IV der AVA, dem in [11] beschriebenen Luftschraubenkanal. Bei den Hauptversuchen wurde in einem Windstrom von 1,5 m Dmr. gearbeitet. Die späteren Ergänzungsmessungen wurden mit einer neuen Düse von 1,25 m Dmr. durchgeführt. Die Windgeschwindigkeit betrug bei allen Meßreihen rd. 30 m/s. Für die Ermittlung der Kräfte wurde eine neu entwickelte, seit einigen Jahren in Betrieb befindliche elektrodynamische

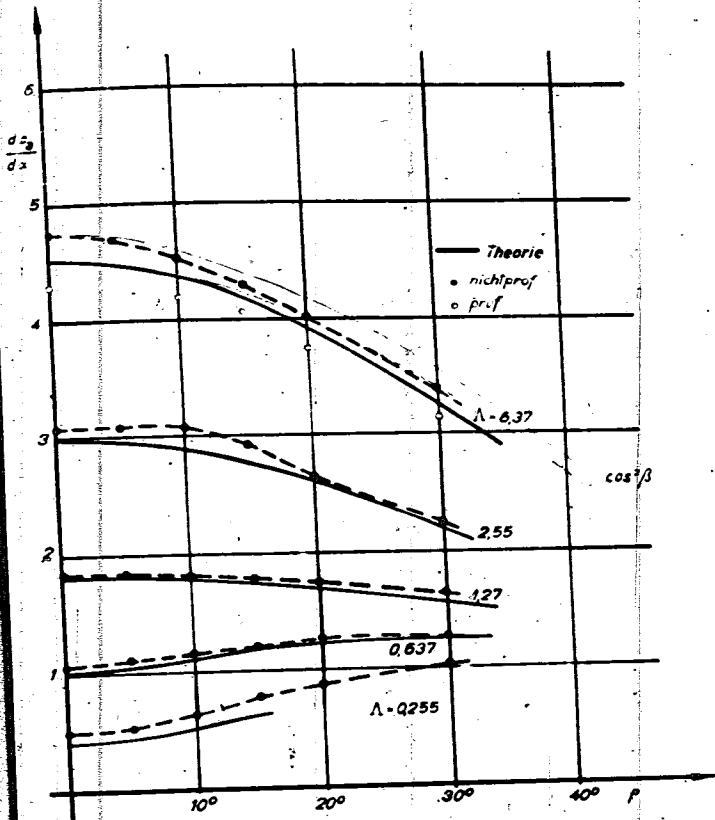


Bild 7. Antriebssteigung nach Theorie und Messung abhängig vom Schiebewinkel für die Ellipsenflächen.

Streckungen. Aus [6] wurde noch ein Kreishogenzweck mit $\Lambda = 3$ und scharfer Anströmkannte dazugenommen; aus [7] noch zwei nichtgewölbte Rechteckflügel mit der Streckung 2.5, der eine unprofilert, der andere profilert nach Gö 539.

Wie bereits in [3] für die Kreisscheibe festgestellt wurde, liegen die Meßpunkte der nichtprofilerten Flügel auch bei den anderen Streckungen im allgemeinen über denen der profilerten Flügel. Eine Erklärung hierzu wurde in [3] auf Grund der an der Kreisscheibe gemessenen Druckverteilung angegeben. Wegen Einzelheiten sei auf diese Arbeit verwiesen. Die nichtprofilerten Flügel erreichen, wenigstens für die kleineren Streckungen, die theoretischen Kurven. Dagegen liegen die Meßpunkte der profilerten Ellipsenflügel zum Teil sogar noch beträchtlich unter der Kurve der Theorie nach Krienes. Für die größeren Streckungen ist dies auch der Fall für die Flügel mit Rechteckumriß, während für die kleineren Streckungen diese wenigstens an die Kurve der Theorie herankommen, um sie ebenso wie die nichtprofilerten Rechteckflügel für ganz kleine Streckungen wieder zu überschreiten.

Das Verhalten der elliptischen Flügel beim Schieben im Vergleich mit der Theorie zeigen die nächsten Bilder. Auf Bild 7 ist dc_a/dx abhängig vom Schiebewinkel β wiedergegeben. Die theoretischen Kurven sind ausgezogen dazugezeichnet, die Meßpunkte der unprofilerten Ellipsen gestrichelt verbunden. Für Streckung 6,37 sind die Meßpunkte der beiden profilerten Ellipsen ebenfalls hinzugezeichnet. Sie unterscheiden sich nicht voneinander, liegen aber unter der theoretischen Kurve im Gegensatz zu den unprofilerten Flügeln.

Auch beim Übergang zum Schieben im Vergleich mit der Theorie zeigen die nächsten Bilder. Auf Bild 7 ist dc_a/dx abhängig vom Schiebewinkel β wiedergegeben. Die theoretischen Kurven sind ausgezogen dazugezeichnet, die Meßpunkte der unprofilerten Ellipsen gestrichelt verbunden. Für Streckung 6,37 sind die Meßpunkte der beiden profilerten Ellipsen ebenfalls hinzugezeichnet. Sie unterscheiden sich nicht voneinander, liegen aber unter der theoretischen Kurve im Gegensatz zu den unprofilerten Flügeln.

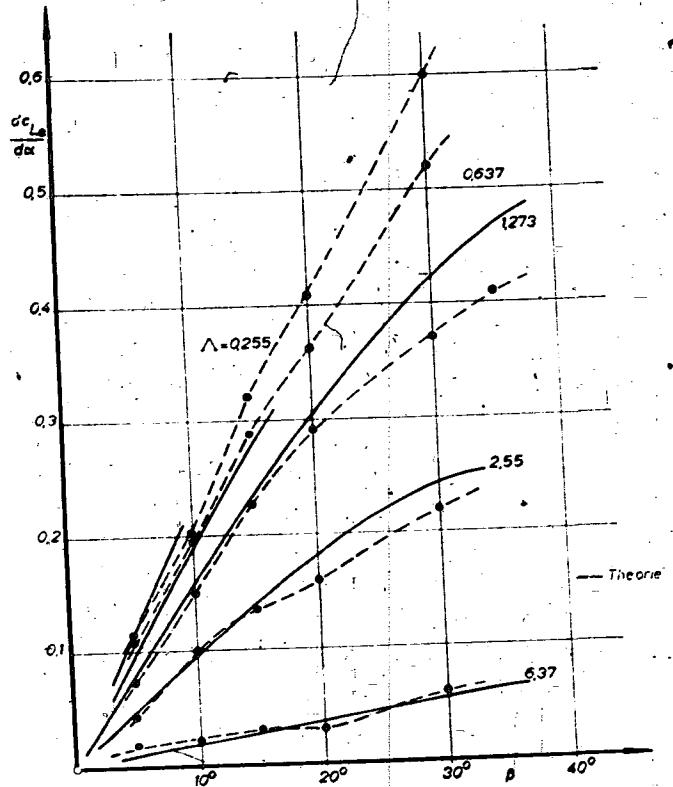


Bild 8. $dc_L/d\alpha$ nach Theorie und Messung abhängig vom Schiebewinkel.

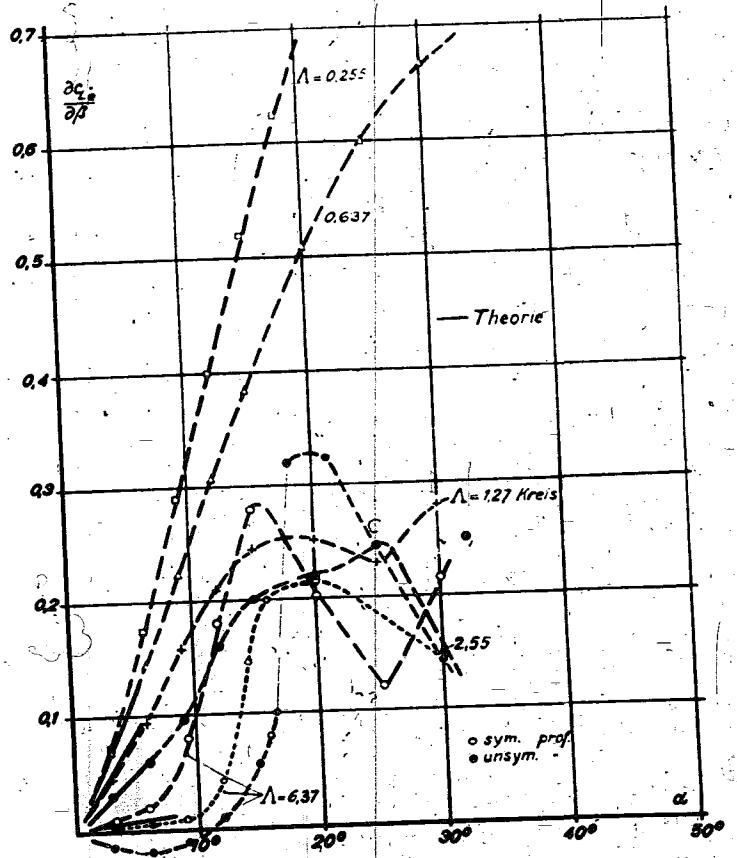


Bild 9. $dc_L/d\beta$ abhängig vom Anstellwinkel für die untersuchten Ellipsenflächen.

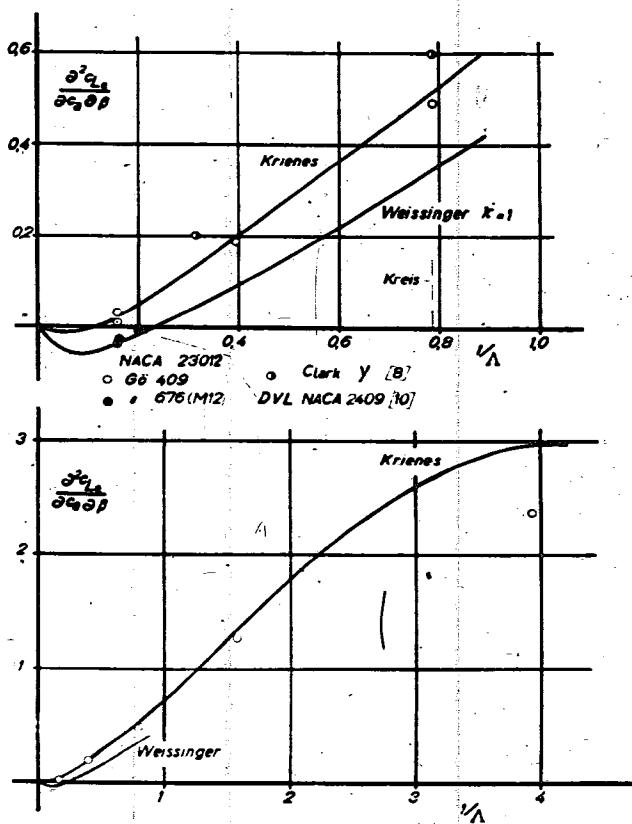


Bild 10. $\frac{d^2 c_L}{d \alpha^2}$ abhängig von der reziproken Streckung.

Bild 8 bringt $dc_L/d\alpha$ im Bereich kleiner α für unprofilerte Ellipsenflügel. Die Meßpunkte sind gestrichelt verbunden. Die Meßpunkte der profilierten Ellipsen mit der Streckung 6,37 bewegen sich auch bis zu den größeren Schiefewinkeln um Null herum und sind deshalb nicht mit eingezeichnet. Für die Streckungen 0,637 und 0,255 konnte die theoretische Rechnung von Krienes numerisch noch nicht auf größere β ausgedehnt werden.

Die Ableitung des Rollmoments nach dem Schiefewinkel bringt Bild 9. Die theoretischen Kurven wurden hier in Gestalt ausgezogener Geradenstücke im Bereich kleiner α eingezeichnet, während die Meßpunkte, unterschieden nach den Streckungen, wiederum durch gestrichelte Kurven verbunden wurden. Für die große Streckung wurden die Meßpunkte der profilierten Flügel mit eingezeichnet. Hierbei treten beträchtliche Unterschiede zwischen der Ellipse mit symmetrischem und unsymmetrischem Profil zulage.

Aus den Kurven nach Bild 9 wurde für kleine α und im Verein mit den Auftriebskurven nach Bild 5 der Wert $\frac{d^2 c_L}{d \alpha^2} \cdot \frac{dc_a}{d \alpha \beta}$ gebildet und über der reziproken Streckung aufgetragen (Bild 10). Die von Krienes berechnete Kurve ist angegeben, dazu die von Weissinger mit $z = 1,0$ für größere Streckungen berechnete Kurve. Im oberen Teil von Bild 10 ist der Bereich bis zur Streckung 1 wiedergegeben, der die gebräuchlicheren Streckungen genauer darstellt. Bei der Streckung 6,37 sind außer dem Meßpunkt für die nichtprofilerte Fläche noch die beiden eigenen mit Profil Gö 409 und NACA 23012 eingezeichnet, dazu eine weitere unveröffentlichte, in einem anderen Kanal durchgeführte Göttinger Messung bei $A = 6,25$ mit Profil Gö 676 (M 12) und eine DVL-Messung nach [10] mit $A = 5$, und Profil NACA 2409. Außerdem ist noch aus [8] je ein Meßpunkt des Kreisflügels und des Flügels mit $A = 3,23$ (rechteckiges Mittelteil mit halbkreisförmigem Randstück), beide mit Profil Clark Y, angegeben.

Während die Meßpunkte der Ellipsenflügel mit gewölbten Profilen an und auf der Kurve von Weissinger mit $z = 1$ liegen, stimmen die eigenen Meßpunkte der nicht profilierten Flügel besser mit der Kurve nach Krienes überein. Nur die

Ellipse mit der kleinsten Streckung weicht stärker ab. Auch der eigene Meßpunkt für Streckung 6,37 mit dem symmetrischen Profil Gö 409 liegt näher bei der Kurve von Krienes. Danach hat es den Anschein, als ob die Profilierung des Flügelschnittes stärkeren Einfluß auf das Rollmoment ausübt, als bisher angenommen wurde. Es sei noch darauf verwiesen, daß die drei an der Kurve von Weissinger liegenden Meßpunkte zwar zu Tragflügeln mit Ellipsenumriß gehören, daß aber die Anordnung in bezug auf die $1/4$ -Linie verschieden ist. Das eigene Modell mit NACA 23012 besitzt normaler Ellipsenumriß, hat also eine gekrümmte $1/4$ -Linie mit positiver Pfeilform. Die Sehnen der einzelnen Schnitte wären bei diesem Flügel in gleicher Höhe angeordnet. Es ergäbe sich demnach eine geringe aerodynamische negative V-Stellung. Bei dem Ellipsenflügel der DVL-Messung waren die $0,25$ - l -Punkte der Skelettlinie auf einer geraden Querachse angeordnet, d. h. sowohl Pfeil- als auch V-Form war null. Bei dem anderen Göttinger Flügel mit unsymmetrischem Profil lagen die $0,4$ - l -Punkte der Sehnen der einzelnen Profile auf einer geraden Querachse, wodurch eine leicht positive Pfeil- und eine schwach negative V-Form entstand. Diese Unterschiede scheinen aber beim Vergleich der drei Flügel untereinander keine merkliche Rolle zu spielen, wenn man ihr Verhalten im Hinblick auf den Verlauf der theoretischen Kurve nach Weissinger betrachtet.

An dieser Stelle seien die von Krienes für seine Veröffentlichung [1] und später gerechneten theoretischen Werte, soweit sie zum Vergleich mit den Messungen verwendet werden, mit seiner Erlaubnis angegeben.

In der Zahlentafel wurden auch von Krienes gerechnete Werte für eine Ellipse mit Achsenverhältnis $a/b = 0,1$ mit aufgenommen, für die sich ein negativer Wert $\frac{d^2 c_L}{d \alpha^2} \frac{dc_a}{d \alpha \beta}$ ergab. Es wird damit der von Weissinger angegebene Übergang der Kurve ins Negative für größere Streckungen bestätigt, wenn auch der Nulldurchgang an einer anderen Stelle liegt.

Zahlentafel der theoretischen Werte nach Krienes.

a/b	A	β	$\frac{dc_a}{d\alpha}$	$\frac{dc_L}{d\alpha}$ für kleine β	$\frac{dc_L}{d\alpha}$	$\frac{dc_M}{d\alpha}$	$\frac{d^2 c_L}{d \alpha^2} \frac{dc_a}{d \alpha \beta}$
0,1	12,73	0°	5,34	-0,0445 β	-0,0365	-0,00833	
		30°	4,54	0,0984 β	0,032	0,217	
0,2	6,37	15°	4,20		0,0275		
		30°	3,28		0,0549		
0,5	2,55	0°	2,99	0,588 β	0,016	0,197	
		15°	2,78		0,141		
1,0	1,273	0°	1,82	0,936 β	0,007	0,514	
		15°	1,76		0,234		
2,0	0,637	0°	0,99	1,32 β	0,0385	1,34	
		15°	1,12		0,276		
5,0	0,255	0°	0,408	1,21 β (unsicher)	0,065	2,97	
		15°	1,63		0,485		

Die Ergebnisse für $dc_L/d\alpha$ sind in zwei Spalten aufgeteilt. In der ersten Spalte ist der in der Nähe von $\beta = 0^\circ$ geltende Zusammenhang angegeben. Die zweite Spalte enthält die für die größeren β errechneten Werte. $dc_M/d\alpha$ gibt unmittelbar die Druckpunktlage in bezug auf die $a/4$ -Achse an.

In Bild 11 sind die Kippmomente bei $\beta = 0$ zusammen mit dem Auftrieb für die fünf unprofilierten Ellipsen zusammengestellt. Ein Vergleich der Werte $dc_M/d\alpha$ mit den in der Zahlentafel angegebenen theoretischen Werten ergibt angenäherte Übereinstimmung bei großen Streckungen und schlechte bei den kleinen Streckungen.

Bild 12 bringt für $c_a = f(\alpha)$ und $\beta = 0$ einen Vergleich der mit der Streckung 6,37 ausgeführten drei Ellipsenflügel, unprofilert und nach Gö 409 und NACA 23012. Die Reynoldssche Zahl betrug $2,8 \cdot 10^5$, der Turbulenzfaktor des Kanals, also das Verhältnis der kritischen Re -Zahl einer Kugel in ruhender Luft zu der des benutzten Windkanals.

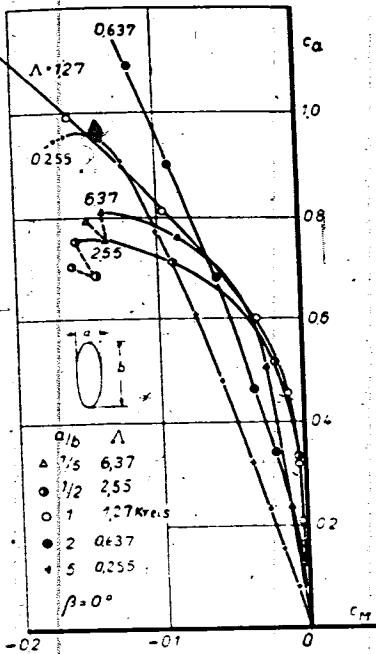


Bild 11 (links). Kippmoment bei Geradanblasung für die verschiedenen Ellipsenflächen.

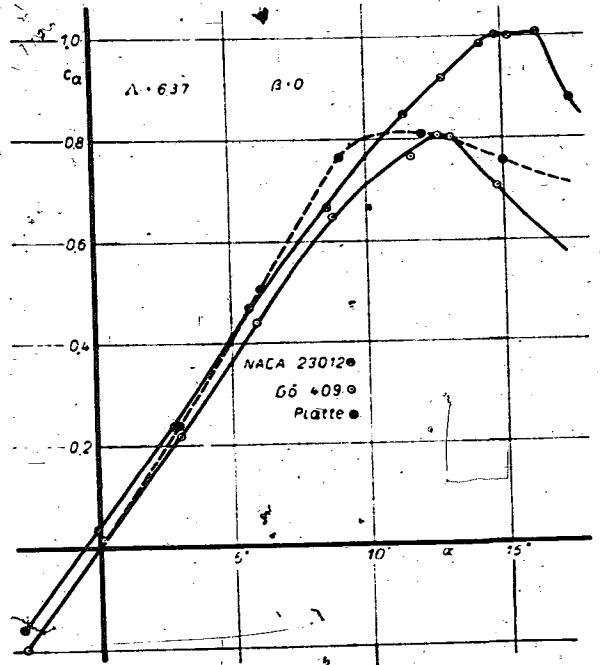


Bild 12 (rechts). Auftrieb abhängig von α bei den drei Ellipsenflächen normaler Streckung.

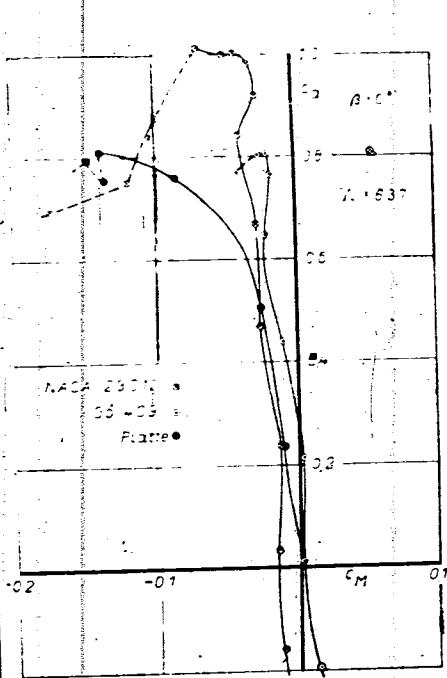


Bild 13. Auftrieb abhängig vom Kippmoment bei den drei Ellipsenflächen normaler Streckung.

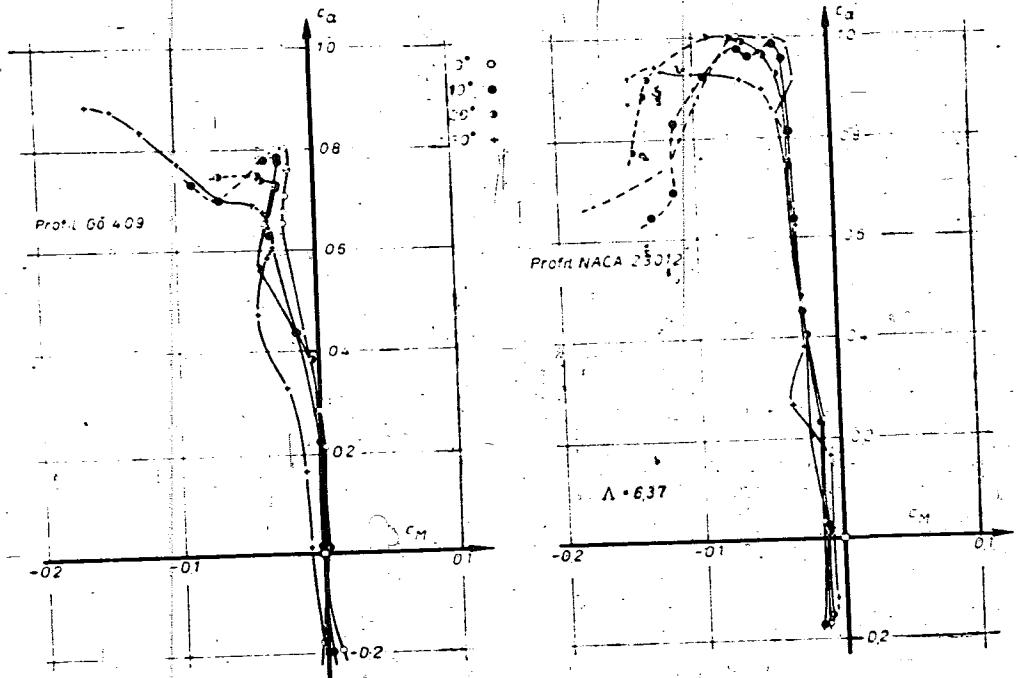


Bild 14. Verhalten des Kippmoments bei Schräganblasung für die profilierten Ellipsenflächen.

14. Das Verhältnis der Kurven bei $c_a = 0$ und $c_{a,max}$ ist erwartungsgemäß. Das ist auch der Fall für das Kippmoment, Bild 13. Das Verhalten des Kippmoments beim Übergang zum Schieben zeigt Bild 14. Auch bei den drei Ellipsenflügeln erwies sich der bekannte geringe Einfluß des Schiebens auf das Kippmoment bis zu hohen Schiebewinkeln.

Die Bilder 15 und 16 zeigen zusammengefaßt für die fünf untersuchten unprofilierten Ellipsenflügel mit den verschiedenen Streckungen den Beiwert c_{lc} des Rollmoments abhängig von α für die Schiebewinkel $\beta = 5^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ und 30° . Man erkennt das mit dem Verlauf des Auftriebes engverbundene Verhalten des Rollmoments, auch im Bereich des Höchstauftriebes. Bei kleinem α ist bei den kleinen Streckungen ein weitgehend linearer Anstieg von c_{lc} mit α zu beobachten.

Auf Bild 17 wurde für zwei herausgegriffene charakteristische Anstellwinkel, nämlich $\alpha = 9^\circ$ und 25° , das Rollmoment abhängig vom Schiebewinkel β , aufgetragen. Die

Anstellwinkel wurden so gewählt, daß für sämtliche untersuchten Streckungen der kleinere Winkel noch im Gebiet der anliegenden Strömung lag, während der größere dem Bereich abgerissener Strömung angehörte. Im Bereich kleinerer β steigt das Rollmoment bei anliegender Strömung ($\alpha = 9^\circ$) bei sämtlichen Streckungen ungefähr linear mit β an. Bei $\alpha = 25^\circ$ ist das höchstens noch für die größte und die beiden kleinsten Streckungen der Fall. Auffallend ist der starke Anstieg für $\lambda = 6,37$ etwa von $\beta = 10^\circ$ ab.

Das Verhalten des Giermoments über den ganzen untersuchten Anstellwinkelbereich zeigen die Bilder 18 und 19, ersteres wieder für $\beta = 5^\circ$ und 10° , letzteres für $\beta = 20^\circ$ und 30° . Bei allen untersuchten Streckungen beobachtet man die quadratische Abhängigkeit des c_{ys} von α , wenigstens im Bereich kleiner α und bei den größeren Schiebewinkeln. Bild 20 zeigt c_{ys} abhängig von β wieder für die beiden Anstellwinkel $\alpha = 9^\circ$ und 25° . Bei $\alpha = 9^\circ$ zeigt sich wie beim Rollmoment für kleine β ein ungefähr linearer Anstieg, bei

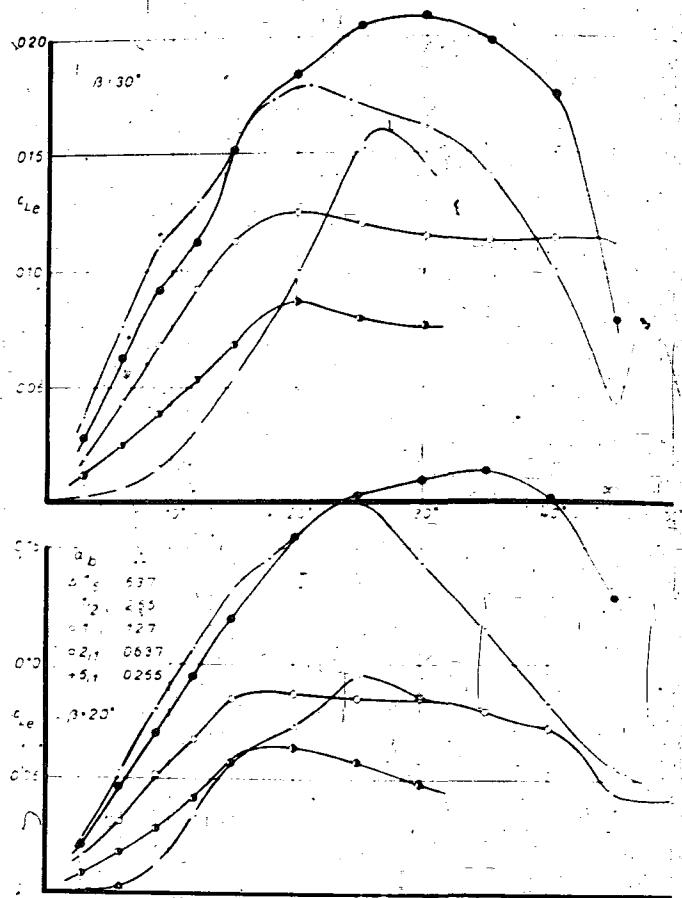
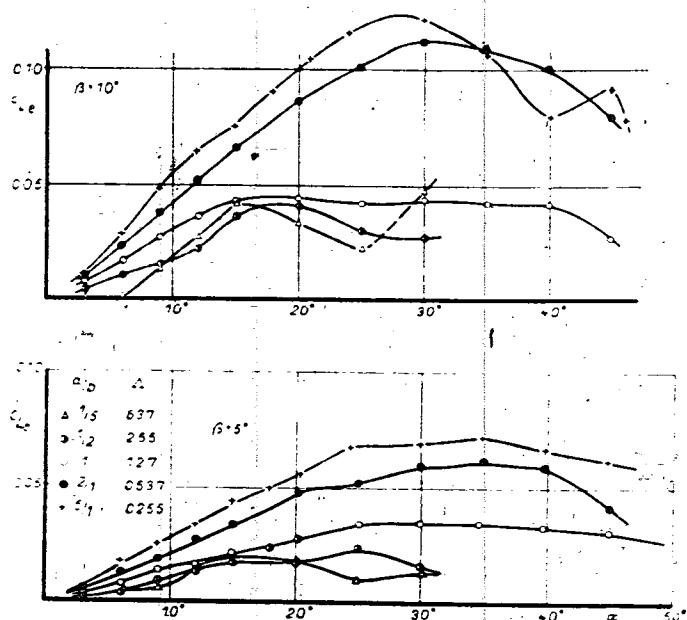


Bild 15. Rollmoment abhängig vom Anstellwinkel für Ellipsenflächen verschiedener Streckung bei Gierwinkel $\beta = 5^\circ$ und 10° .

Bild 16. Rollmoment abhängig vom Anstellwinkel für Ellipsenflächen verschiedener Streckung bei Gierwinkel $\beta = 20^\circ$ und 30° .

$\alpha = 25^\circ$ ist dies für die mittleren Streckungen nicht mehr so gut der Fall. In Übereinstimmung mit dem Rollmoment überschneidet auch hier die Kurve für $\Lambda = 6,37$ die beiden nächstgelegenen Streckungen.

Auf den beiden letzten Schaubildern ist der Beiwert c_y der Seitenkraft für $\beta = 5^\circ$ und 10° auf Bild 21 und für $\beta = 20^\circ$ und 30° auf Bild 22 wiedergegeben.

Die Seitenkraft setzt sich bei den untersuchten Ellipsenflügeln hauptsächlich aus zwei Anteilen zusammen. Der erste ruht her vom Profilwiderstand und ist zum nacheilenden Flügelende gerichtet, also positiv. Der zweite Anteil ruht her von den Saugkräften bei der Umströmung der Flügelenden. Die Richtung der entstehenden Seitenkraft

ist entgegengesetzt wie beim ersten Anteil. Der zweite Anteil kann erst mit größer werdendem α eine Rolle spielen; bei ihm müssen sich auch die Unterschiede in der Streckung am stärksten auswirken, da die der Schräganströmung dargebotene Kantenlänge sehr stark von der Streckung abhängt.

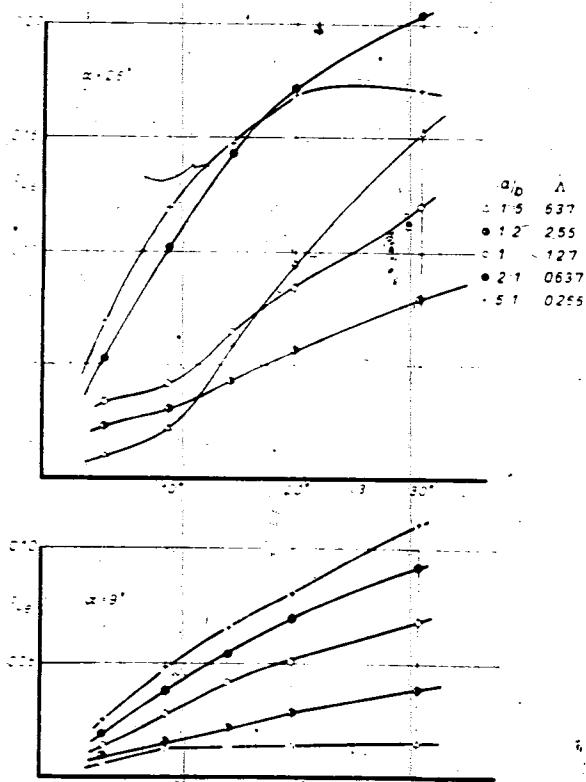


Bild 17. Rollmoment abhängig vom Gierwinkel für Ellipsenflächen verschiedener Streckung bei Anstellwinkel 9° und 25° .

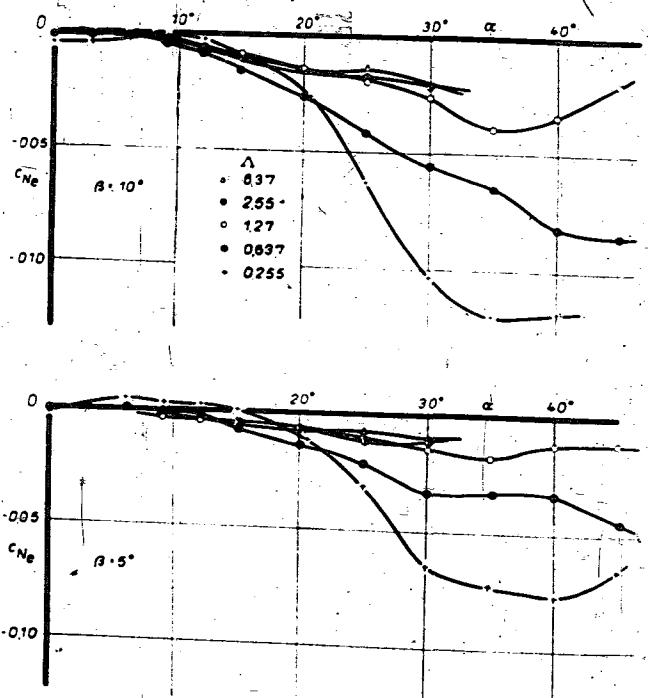


Bild 18. Giermoment abhängig vom Anstellwinkel für Ellipsenflächen verschiedener Streckung bei Gierwinkel $\beta = 5^\circ$ und 10° .

7083

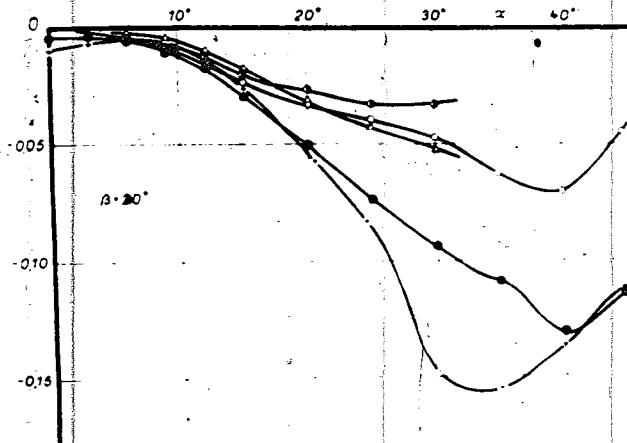
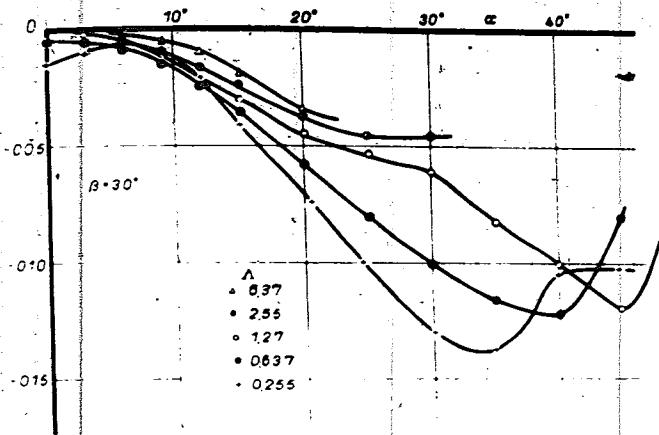


Bild 19. Giermoment abhängig vom Anstellwinkel für Ellipsenflächen verschiedener Streckung bei Gierwinkel $\beta = 20^\circ$ und 30° .

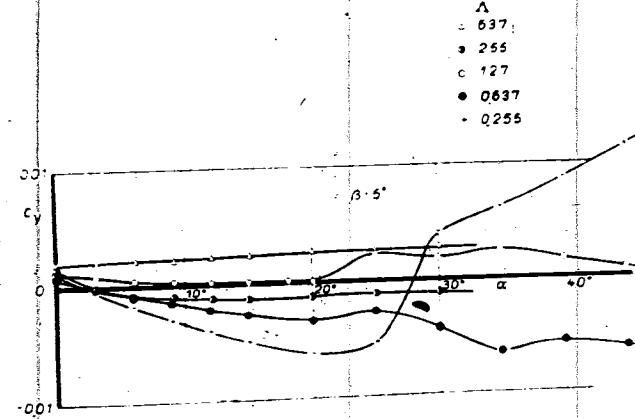
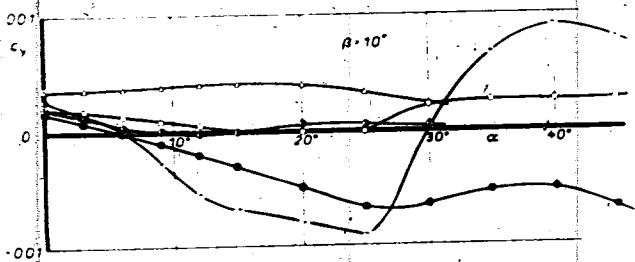


Bild 20. Giermoment abhängig vom Gierwinkel für Ellipsenflächen verschiedener Streckung bei Anstellwinkel 9° und 25° .

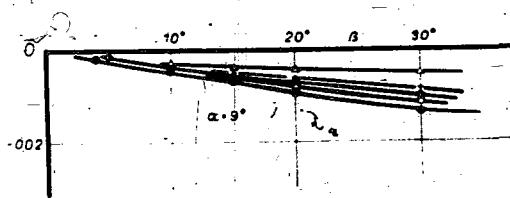
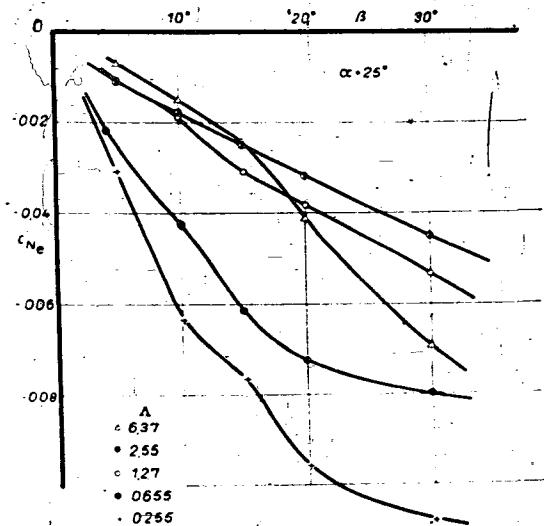


Bild 21. Seitenkraft abhängig vom Anstellwinkel für Ellipsenflächen verschiedener Streckung bei Gierwinkel $\beta = 5^\circ$ und 10° .

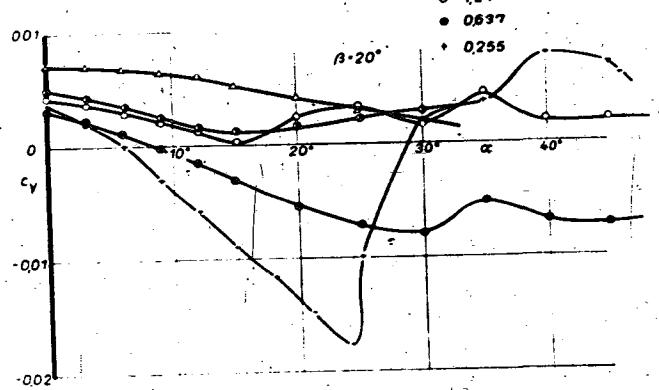
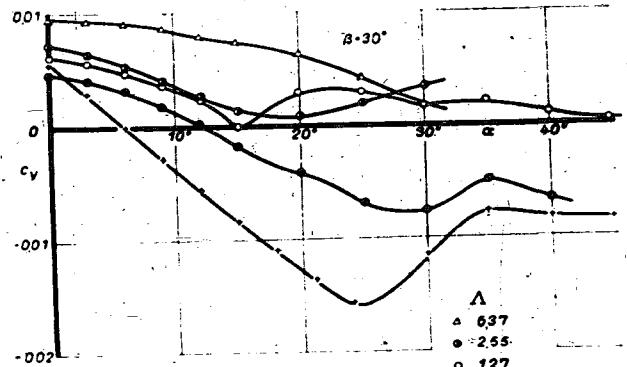


Bild 22. Seitenkraft abhängig vom Anstellwinkel für Ellipsenflächen verschiedener Streckung bei Gierwinkel 20° und 30° .

Betrachtet man die Verhältnisse darauf hin, so erkennt man, daß der letzte Anteil, Saugkraft bei Umströmung seitlich gelegener Kanten, tatsächlich den größten Unterschied einmal bei der Abhängigkeit von α , dann auch bei den verschiedenen Streckungen ausmacht. Der erste Anteil, herrührend vom Profilwiderstand, tritt wegen der Form der untersuchten Ellipsenflügel bei $\alpha = 0^\circ$ als Oberflächenreibung am klarsten zutage. Da diese stark von der Reynoldsschen Zahl, gebildet mit Hilfe der mittleren Flügeltiefe in Strömungsrichtung, abhängt, so wird sich auch hier die Streckung stark bemerkbar machen, und zwar in dem Sinne, daß große Streckung, also geringe Flügeltiefe und damit kleine Reynoldssche Zahl größeren Widerstand infolge Oberflächenreibung zur Folge hat. Die Messung bestätigt diese Überlegung befriedigend.

Bei der Betrachtung von c_y muß man sich immer vor Augen halten, unter welchen schwierigen Umständen die Seitenkraft gemessen wurde, da diese an sich schon klein ist und auch mit einem beträchtlichen Anteil des Drahtwiderstandes zusammen ermittelt wurde. Man darf daher keinen zu hohen Anspruch an die Meßgenauigkeit in bezug auf c_y stellen. Immerhin ergibt sich aus den vorliegenden Messungen, daß die wesentlichen, aus der Überlegung gewonnenen Bestandteile der Seitenkraft gut hervortreten, so daß damit für c_y im großen und ganzen ein zutreffendes Bild des Verlaufs abhängig von α für die verschiedenen Streckungen vorliegen dürfte.

Zusammenfassung.

Es wird über Sechskomponentenmessungen an elliptischen Flügeln berichtet, welche von Krienes einer theoretischen Berechnung auch beim Schieben unterzogen worden waren. Rechnung und Messung stimmten überein, soweit man das bei den zwecks Anschlusses an die theoretische Voraussetzung eben und unprofiliert hergestellten Ellipsenflügeln erwarten kann. Beim Rollmoment ergaben sich dabei beträchtliche Unterschiede gegenüber bisherigen Messungen und Rechnungen für die Ellipse normaler Streckung ($A = 6,37$). Bei deren Untersuchung in profilierter Ausführung, und zwar eben und gewölbt, wurde der Anschluß an die bisher vorliegenden Messungen erreicht. Damit wird aber auch ein beträchtlicher Einfluß der Profilierung auf das Rollmoment für den Ellipsenumriß festgestellt.

Krienes hat im Anschluß an seine bisherige Veröffentlichung weitere Werte für Ellipsenflügel für einen größeren Streckungsbereich gerechnet. Diese sind in einer Zahlentafel zusammengestellt.

Anschließend sind noch die für einen Vergleich mit der Theorie nicht in Frage kommenden Meßergebnisse bei der Gegend des Höchstauftriebs abhängig vom Anstell- und Schiebewinkel wiedergegeben, wobei in der Darstellung auf den Einfluß der Streckung besonders geachtet wurde.

Schrifttum.

- [1] Kl. Krienes, Die elliptische Tragfläche auf potentialtheoretischer Grundlage. ZaMM Bd. 20 (1940), S. 65.
- [2] W. Kinner, Die kreisförmige Tragfläche auf potentialtheoretischer Grundlage. Ing. Arch. Bd. 8 (1937), S. 47 und Jb. 1937 d. dtsh. Luft.-Forschung Bd. 1, S. 127.
- [3] M. Hansen, Messungen an Kreistragflächen und Vergleich mit der Theorie der Tragenden Fläche. Ing. Arch. Bd. 10 (1939), S. 251. Jb. 1939 d. dtsh. Luft.-Forschung Bd. 3 (1939), S. 1152.
- [4] K. Wieghardt, Über die Auftriebsverteilung des einfachen Rechteckflügels über die Tiefe. ZaMM Bd. 19 (1939), S. 257.
- [5] H. Winter, Strömungsvorgänge an Platten und profilierten Körpern. Forsch. Ing.-Wesen Bd. 6 (1935), S. 40, 67; VDI-Sonderheft, Luft.-Forsch. 1936.
- [6] E. Wolff, Einfluß der Abrundung scharfer Eintrittskanten auf den Widerstand von Flügeln. Ing. Arch. Bd. 4 (1933), S. 521.
- [7] G. Flügel, Vergleichsversuche an Rudermodellen. Schiffbau (1940), S. 190.
- [8] Zimmermann, Characteristics of Clark Y Airfoils of small aspect ratio. NACA Rep. 431 (1932).
- [9] J. Weissinger, Der schiebende Tragflügel. Jb. 1940 d. dtsh. Luft.-Forsch. S. 1138.
- [10] H. Dötsch, Sechskomponentenmessung an einem elliptischen Flügel. Jb. 1940 d. dtsh. Luft.-Forsch. S. 162.
- [11] Ergebn. AVA Göttingen: IV. Lfg. Oldenbourg, München, 1932.
- [12] Glauert, Grundlagen der Tragflügel- und Luftschraubentheorie, S. 131.

Abgeschlossen Juli 1942.

Ergebnisse von Rechnungen zur Seitenstabilität des Flugzeuges und ihre Anwendung.

Von G. Backhaus und P. Koloska.

Bericht der Junkers Flugzeug- und Motorenwerke A.G., Dessau.

Die Berechnung der Seitenstabilität eines Flugzeuges mit festen Rudern ist in einer Reihe von Arbeiten eingehend behandelt worden. Eine solche Rechnung ist jedoch immer mit einem gewissen Zeitaufwand verbunden, der nicht in allen Fällen tragbar erscheint. Diese sind vor allem dann gegeben, wenn es sich um die Untersuchung eines im Entwurfszustande befindlichen Flugzeuges handelt, für das sowohl der stabilitätsmäßig günstige Bereich übersehen, als auch der Einfluß von Änderungen auf flugeigenschaftlich wichtige Größen überblickt werden soll. Um in diesem Fall schnell für praktische Bedürfnisse voll ausreichende Aussagen machen zu können, wurde eine Anzahl von Fällen exakt gerechnet und in geeigneter Form dargestellt. Die Ergebnisse der Rechnungen werden mitgeteilt.

Gliederung.

- I. Einleitung.
- II. Auswahl der für die Rechnung benutzten Größen.
- III. Durchführung der Rechnung und Ergebnisse.
- IV. Einfluß von Änderungen der maßgebenden Größen.
- V. Für die Seitenstabilität günstige Bereiche der Richtungs- und Querstabilität.
- VI. Zusammenfassung.
- VII. Schrifttum.

Bezeichnungen nach DIN 1.100, Ausgabe Juli 1933, außerdem werden in bekannter Weise definierte Zeitfaktoren der Seitenstabilität benutzt.

I. Einleitung.

Flugeigenschaften interessieren bei den für gewöhnlich auftretenden Wurzeln der Seitenstabilitätsgleichung

$$\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0$$

zur jene, die eine schwach stabile oder instabile aperiodische Bewegung (Spiralbewegung) und eine gedämpfte periodische Bewegung (Gierschwingung) verkörpern. Als Maß für die Beurteilung der Seitenstabilität des Flugzeuges dient hinsichtlich der Spiralbewegung die Abklingzeit (Zeit in der die Störung auf den e -ten Teil zurückgeht):

$$t_s = \frac{1}{\lambda_2}$$

hinsichtlich der Gierschwingung das Verhältnis:

$$\frac{t_g}{T_g} = \frac{\lambda_3 - \lambda_4}{\lambda_3 + \lambda_4} \cdot \frac{1}{2\pi i}$$

Das die Anzahl der Schwingungen in der Abklingzeit darstellt. Unter Vernachlässigung der für die Ergebnisse unwesentlichen Roll- und Wendeseitenkraft ergeben sich in bekannter Weise die Koeffizienten zu:

$$B = (l_x + n_x) \cos \alpha + (l_z + n_z) \sin \alpha + q_\beta + y_\mu \cdot \operatorname{tg} \gamma$$

$$C = (l_x n_x - l_z n_z) + (l_\beta \sin \alpha + n_\beta \cos \alpha) + (q_\beta - y_\mu \cdot \operatorname{tg} \gamma) [(l_x + n_x) \cos \alpha + (l_z + n_z) \sin \alpha]$$

$$D = (l_x n_\beta - l_\beta n_x) + \frac{y_\mu}{\cos \gamma} [l_\beta \cos (\alpha + \gamma) - n_\beta \sin (\alpha + \gamma)] - (q_\beta - y_\mu \cdot \operatorname{tg} \gamma) (l_x n_x - l_z n_z)$$

$$E = y_\mu [(l_\beta n_x - l_x n_\beta) \operatorname{tg} \gamma + (l_x n_\beta - l_\beta n_x)]$$

Es sei erinnert, daß die Größen $l...$ und $n...$ die flugzeugfesten Beiwerte $c_{l...}$ bzw. $c_{n...}$ enthalten, und α der Anstellwinkel

der flugzeugfesten (x) gegenüber der experimentellen Längsachse (x_e) ist.

In der Praxis wird für gewöhnlich der Einfluß des Anstellwinkels vernachlässigt. Das könnte in der Weise geschehen, daß $\alpha = 0$ gesetzt und im übrigen mit den flugzeugfesten Beiwerten gerechnet wird. Vorzuziehen ist jedoch, daß man die Rechnung unter der Annahme durchführt, daß die Hauptträgheitsachsen mit den experimentellen Achsen zusammenfallen: $\alpha = 0$. Man hat dann einfach an Stelle der flugzeugfesten Beiwerte $c_{l...}$ und $c_{n...}$ die auf das experimentelle Achsenkreuz bezogenen Beiwerte $c_{l_e...}$ bzw. $c_{n_e...}$ einzusetzen. Für den Fall $l_x = l_z$ ist letzteres Verfahren. Wie ohne weiteres einzusehen ist, exakt. Formal erkennt man das, wenn man in den Ausdrücken für die Koeffizienten $l_x = l_z$ setzt und die flugzeugfesten Momentenbeiwerte durch ihre experimentellen Anteile ersetzt, also z. B.:

$$c_{l_\beta} = c_{l_{e\beta}} \cdot \cos \alpha + c_{n_{e\beta}} \cdot \sin \alpha$$

Es fällt dann der Anstellwinkel vollständig heraus.

Dagegen würden im gleichen Falle bei Benutzung der flugzeugfesten Beiwerte die Koeffizienten im allgemeinen um gewisse Beträge zu klein bestimmt, deren Größe von der Lage des (bei $l_x = l_z$ beliebig wählbaren) flugzeugfesten Systems abhängt. Also würde z. B. bei B der Betrag $(l_x + n_x) \sin \alpha$ fehlen. Man kann daraus schließen, daß auch in den Fällen $l_x \neq l_z$ die Rechnung mit den experimentellen Beiwerten bei Vernachlässigung von α im allgemeinen auf kleinere Fehler führt, wenigstens solange l_x/l_z nicht sehr viel von eins verschieden ist.

Bei Vernachlässigung des Anstellwinkleinflusses ist daher die Verwendung der experimentellen Beiwerte vorzuziehen. Das bringt zusätzlich den Vorteil, daß man die Beiwerte der Rolldämpfung, des Rollgierrmomentes und des Wenderollmomentes, die gewöhnlich mit Hilfe der Tragflügeltheorie gerechnet werden und daher auf die experimentellen Achsen bezogen sind, nicht mehr umzurechnen braucht. Auch die übrigen, meistens aus Windkanalmessungen stammenden Momentenbeiwerte sind vielfach im experimentellen Achsenkreuz gegeben.

Definiert man entsprechend $l...$ und $n...$

$$l_{e\beta} = T^{-2} \left(\frac{s}{i_x} \right)^2 c_{l_{e\beta}} \text{ usw.,}$$

so lauten bei Vernachlässigung des Anstellwinkleinflusses die Koeffizienten:

$$B = (l_{e_x} + n_{e_x}) + q_\beta - y_\mu \cdot \operatorname{tg} \gamma$$

$$C = (l_{e_x} \cdot n_{e_x} - l_{e_z} \cdot n_{e_z}) + n_{e\beta} + (q_\beta - y_\mu \cdot \operatorname{tg} \gamma) (l_{e_x} + n_{e_x})$$

$$D = (l_{e_x} \cdot n_{e\beta} - l_{e\beta} \cdot n_{e_x}) + y_\mu \cdot \frac{l_{e\beta} - n_{e\beta}}{i_x} \cdot (\operatorname{tg} \gamma) + (q_\beta - y_\mu \cdot \operatorname{tg} \gamma) (l_{e_x} \cdot n_{e_x} - l_{e_z} \cdot n_{e_z})$$

$$E = y_\mu [(l_{e\beta} \cdot n_{e_z} - l_{e_z} \cdot n_{e\beta}) - \operatorname{tg} \gamma (l_{e_x} \cdot n_{e\beta} - l_{e\beta} \cdot n_{e_x})]$$

Die exakte Berücksichtigung des Anstellwinkels kann gewünschtenfalls in der Weise geschehen, daß die unterstrichenen Größen mit Hilfe von Korrekturfaktoren geändert werden.

Diese besitzen die Größe:

$$k_{l\beta} = 1 - \left[1 - \left(\frac{i_x}{i_z} \right)^2 \right] \sin^2 \alpha \left(1 - \frac{c_{n\epsilon\beta}}{c_{l\epsilon\beta}} \frac{1}{\tan \alpha} \right)$$

$$k_{l_x} = 1 - \left[1 - \left(\frac{i_x}{i_z} \right)^2 \right] \sin^2 \alpha \left(1 - \frac{c_{n\epsilon_x}}{c_{l\epsilon_x}} \frac{1}{\tan \alpha} \right)$$

$$k_{n\beta} = 1 - \left[1 - \left(\frac{i_z}{i_x} \right)^2 \right] \sin^2 \alpha \left(1 + \frac{c_{l\epsilon\beta}}{c_{n\epsilon\beta}} \frac{1}{\tan \alpha} \right)$$

$$k_{n_x} = 1 - \left[1 - \left(\frac{i_z}{i_x} \right)^2 \right] \sin^2 \alpha \left(1 + \frac{c_{l\epsilon_x}}{c_{n\epsilon_x}} \frac{1}{\tan \alpha} \right)$$

Für mittlere Verhältnisse sei die Größe dieser Faktoren angegeben:

$$\frac{i_x}{i_z} = 0,7; \quad \alpha = 5^\circ; \quad \frac{c_{n\epsilon\beta}}{c_{l\epsilon\beta}} \approx \frac{2}{3}; \quad \frac{c_{n\epsilon_x}}{c_{l\epsilon_x}} \approx 0,1; \quad \frac{c_{l\epsilon_x}}{c_{n\epsilon_x}} = 1.$$

Damit erhält man:

$$\begin{aligned} k_{l\beta} &= 1 - 0,026, \\ k_{l_x} &= 1 - 0,0084, \\ k_{n\beta} &= 1 - 0,144, \\ k_{n_x} &= 1 - 0,099. \end{aligned}$$

Die Fehler, die bei Vernachlässigung des Anstellwinkels gemacht werden, liegen also für normale Verhältnisse praktisch innerhalb der Genauigkeit, mit der die fraglichen Beiwerte überhaupt als bekannt vorausgesetzt werden können.

Zur Vereinfachung der Schreibweise wird in Zukunft der Index ϵ fortgelassen. Wenn nicht besonders vermerkt, sind alle Momentenbeiwerte auf das experimentelle System bezogen.

II. Auswahl der für die Rechnung benutzten Größen.

Um die Zahl der möglichen Fälle herabzudrücken, beschränken sich die Rechnungen auf den praktischen wichtigsten Fall, den Horizontalflug ($\gamma = 0^\circ$). Der Einfluß der Bahnneigung wird später an einem Beispiel gezeigt. Mit dieser Annahme nehmen die Koeffizienten die einfachere Form an:

$$\begin{aligned} B &= (l_x + n_z) + q_{\beta}, \\ C &= (l_x n_z - l_z n_x) + n_{\beta} + q_{\beta} (l_x + n_z), \\ D &= (l_x n_{\beta} - l_{\beta} n_x) + y_{\beta} \cdot l_{\beta} + q_{\beta} (l_x n_z - l_z n_x), \\ E &= y_{\beta} (l_{\beta} n_z - l_z n_{\beta}). \end{aligned}$$

Die Koeffizienten sind jetzt so weit vereinfacht, daß man die einzelnen Beiwerte ohne die Übersicht zu verlieren auch in ihrer ursprünglichen Form schreiben kann. Dabei sollen sie jedoch die nach den Normen vorgeschriebenen Vorzeichen erhalten. Es ist die Erfahrung gemacht worden, daß es keine Erleichterung bedeutet, wenn man die Vorzeichen der Momentenbeiwerte so wählt, daß die Zahlenwerte im allgemeinen positiv eingesetzt werden können, sondern daß es vielmehr zu Irrtümern Anlaß gibt. Zudem werden einem bei häufigerem Gebrauch die Vorzeichen der Zahlenwerte bald geläufig.

Teilt man die Stabilitätsgleichung durch die Zeit

$$T = \frac{G}{g} \cdot \frac{v}{qF}, \text{ so erhält man mit } \bar{\lambda} = \frac{\dot{\lambda}}{T}: \bar{\lambda}^4 + b \bar{\lambda}^3 + c \bar{\lambda}^2 + d \bar{\lambda} + e = 0,$$

wobei die Koeffizienten jetzt lauten:

$$\begin{aligned} b &= - \left(\frac{s}{i_x} \right)^2 c'_{l_x} - \left(\frac{s}{i_z} \right)^2 c'_{N_z} + c'_{q\beta}, \\ c &= \left(\frac{s}{i_x} \right)^2 \left(\frac{s}{i_z} \right)^2 [c'_{l_x} \cdot c'_{N_z} - c'_{l_z} \cdot c'_{N_x}] - \frac{q_F}{q} c'_{N\beta} \left(\frac{s}{i_z} \right)^2 \\ &\quad - c'_{q\beta} \left[\left(\frac{s}{i_x} \right)^2 c'_{l_x} + \left(\frac{s}{i_z} \right)^2 c'_{N_z} \right], \end{aligned}$$

$$d = \left(\frac{s}{i_x} \right)^2 \left(\frac{s}{i_z} \right)^2 \left\{ \frac{q_F}{q} [c'_{l_x} c'_{N\beta} - c'_{N_x} c'_{l\beta}] + c'_{q\beta} [c'_{l_x} c'_{N_z} - c'_{l_z} c'_{N_x}] \right\} + \left(\frac{s}{i_x} \right)^2 c_a \frac{q_F}{q}$$

$$e = \left(\frac{s}{i_x} \right)^2 \left(\frac{s}{i_z} \right)^2 \frac{q_F}{q} c_a [c'_{l_z} c'_{N\beta} - c'_{l\beta} c'_{N_z}].$$

Dabei sind die Beiwerte zur Kennzeichnung der Ableitung in der üblichen Weise mit einem Strich versehen.

Die Koeffizienten sind sowohl direkt als auch über die Beiwerte des Rollgiermoments (c'_{N_x}) und des Wenderollmomentes (c'_{l_z}) abhängig vom c_a -Wert. Gute Seitenstabilitätseigenschaften sind vor allem im Strecken- und Blindflug, insbesondere im Blindanflug zur Landung erwünscht. Mit Rücksicht darauf, daß die Stabilitätseigenschaften mit wachsendem c_a -Wert schlechter werden und beim Reiseflug in größeren Höhen höhere c_a -Werte vorkommen, sind die Rechnungen mit einem c_a -Wert von 0,6 durchgeführt, der auch als Mittelwert für den Blindanflug gelten kann. Es ist weiterhin eine geeignete Größe für die Flügelstreckung zu wählen, von der die Beiwerte der Rolldämpfung (c'_{l_x}) und des Rollgiermoments (c'_{N_x}) abhängen. Mit Rücksicht auf den Höhen- und Weitflug ist hier ein etwas über dem Durchschnitt normaler Flugzeuge liegender Wert $A = 12$ gewählt. Übrigens hat die Flügelstreckung einen nur sehr geringen Einfluß.

Mit diesen Annahmen liegen bereits folgende Beiwerte fest:

$$\begin{aligned} \text{Rolldämpfung: } c'_{l_x} &= -\frac{1}{4} \frac{1}{c'_{a_x}} + \frac{2}{\pi A} \\ \text{Rollgiermoment: } c'_{N_x} &= -c'_{l_x} \left[\frac{\partial c_{wp}}{\partial c_a} - c_a \left(\frac{1}{c'_{a_x}} - \frac{1}{\pi A} \right) \right] \\ \text{Wenderollmoment: } c'_{l_z} &= \frac{c_a}{4} \frac{c'_{a_x}}{c'_{a_x}} + \frac{3}{\pi A} \end{aligned}$$

für den (unverwundenen) elliptischen Flügel und (annähernd) für Trapezflügel mit $l_a/l_i = 0,4$.

Als praktisch gut brauchbarer Wert hat sich $c'_{a_x} = 5,2$ erwiesen: $\frac{\partial c_{wp}}{\partial c_a}$ wird (etwas zu klein) zu 0,005 angenommen.

Die Anteile von Rumpf und Seitenleitwerk am Wenderollmoment werden nicht berücksichtigt, da sie klein sind und von Fall zu Fall verschieden.

Für den Anstieg des Schiebequerkraftbeiwertes $c'_{q\beta}$ erscheint auf Grund von Windkanalmessungen an verschiedenen Flugzeugmodellen 0,3 als brauchbarer Mittelwert.

Es sind jetzt nur noch jene Größen vorhanden, die stark vom Verwendungszweck des Flugzeuges abhängen bzw. durch aerodynamische Formgebung mehr oder weniger stark beeinflusst werden können. Diese sind die Trägheitshalbmesser $\frac{i_x}{s}$ und $\frac{i_z}{s}$, die relative Massendichte des Flugzeuges $\frac{q}{\rho} = \frac{G}{gF/2 \cdot s}$, die Richtungs- und Querstabilität: c'_{l_x} bzw. $c'_{l\beta}$ und die Wendedämpfung c'_{N_z} .

III. Durchführung der Rechnung und Ergebnisse.

Die Rechnungen wurden für $\frac{i_x}{s} = 0,25$ und $0,35$, die die praktisch vorkommenden Werte etwa einschließen dürften, durchgeführt. Dabei wurde für das Verhältnis $\frac{i_x}{i_z}$ ein mehr an der oberen Grenze der vorkommenden Größen liegender Wert gewählt ($\frac{i_x}{i_z} = 0,8$). Man erhält dadurch in manchen Fällen etwas ungünstigere Ergebnisse, liegt dafür aber auf der sicheren Seite. Da die relative Massendichte $\frac{q}{\rho}$ nur in Verbindung mit der Richtungs- und Querstabilität von

kommt, ist lediglich die Größe der Produkte $\frac{Q_F}{Q} c_{N\beta}$ und $\frac{Q_F}{Q} c_{L\beta}$ von Einfluß auf die Seitenstabilität. Aus Gründen der Steuerbarkeit müssen diese größer als Null sein, während ihre obere Grenze etwa durch die Werte -6 bzw. 12 (für Bodennähe) dargestellt wird. Für die Wendedämpfung ist $c_{N\beta} = -0.3$ bereits ein hoher Wert.

Die Lösung der Gleichungen 4. Grades erfolgte nach einem von M. Müller angegebenen Verfahren, das darauf beruht, daß die Gleichung 4. Grades in eine Gleichung 3. Grades übergeführt wird, in der das quadratische Glied bereits fehlt, wodurch eine wesentliche Vereinfachung des Rechnungsganges erreicht wird.

Aus den Wurzeln \bar{z}_2 (kleine Wurzel) und $\bar{z}_{3,4} = \delta \pm r \cdot i$ ergeben sich:

Abklingzeit der Spiralbewegung: $t_s = -\frac{T}{\bar{z}_2}$
 » » Gierschwingung: $t_g = -\frac{T}{\delta}$
 Schwingungsdauer der » : $T_g = \frac{2\pi}{r} \cdot T$
 Dämpfung der » : $\frac{t_g}{T_g} = -\frac{r}{2\pi\delta}$

Die beiden besonders interessierenden Größen sind in Bild 1 bis 4 in der Form dargestellt, daß die Dämpfung $\frac{t_g}{T_g}$ abhängig von der ebenfalls dimensionlosen, die Abkling-

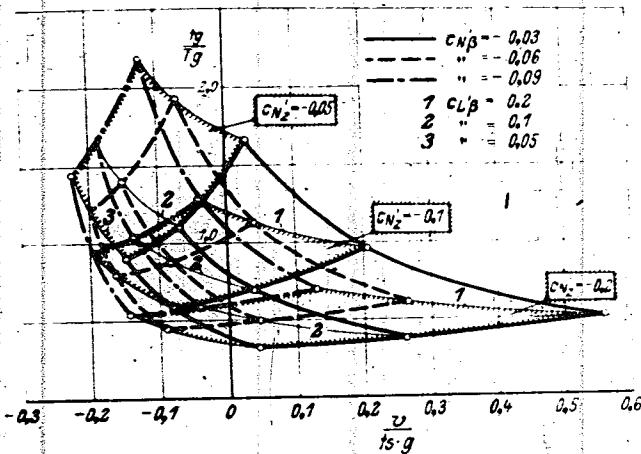


Bild 1. Dämpfungsmaß $\frac{t_g}{T_g}$ und Abklingzahl $\frac{v}{T \cdot g}$ für $i_s = 0.25$; $\frac{Q_F}{Q} = 30$. ($c_a = 0.6$)

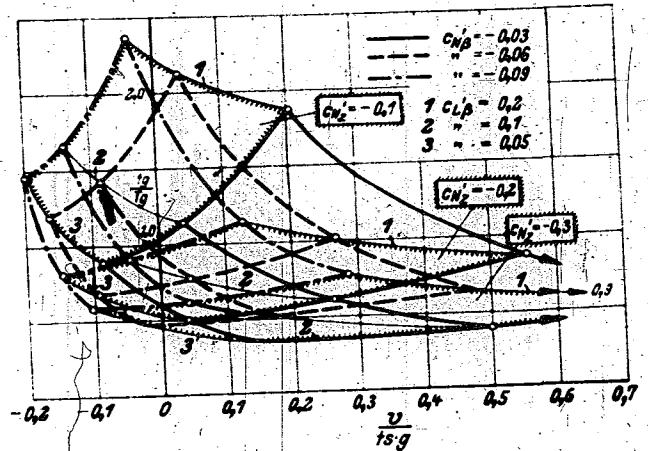


Bild 2. Dämpfungsmaß $\frac{t_g}{T_g}$ und Abklingzahl $\frac{v}{T \cdot g}$ für $i_s = 0.25$; $\frac{Q_F}{Q} = 60$. ($c_a = 0.6$)

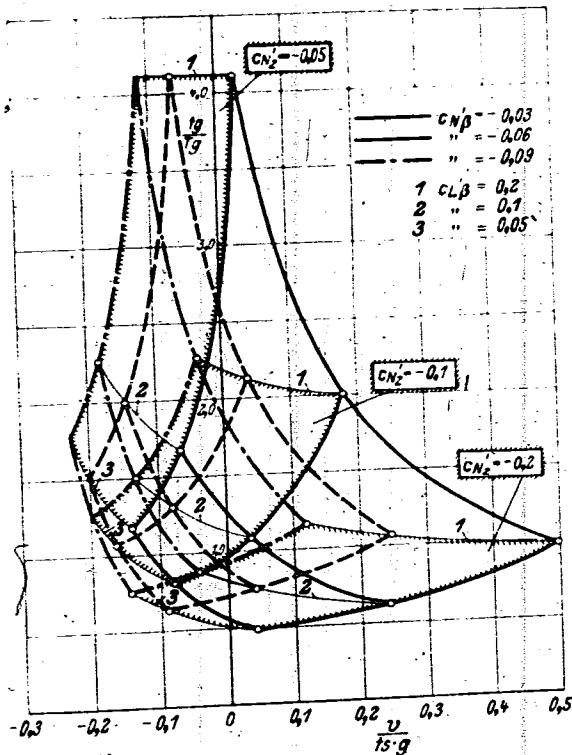


Bild 3. Dämpfungsmaß $\frac{t_g}{T_g}$ und Abklingzahl $\frac{v}{T \cdot g}$ für $i_s = 0.35$; $\frac{Q_F}{Q} = 30$. ($c_a = 0.6$)

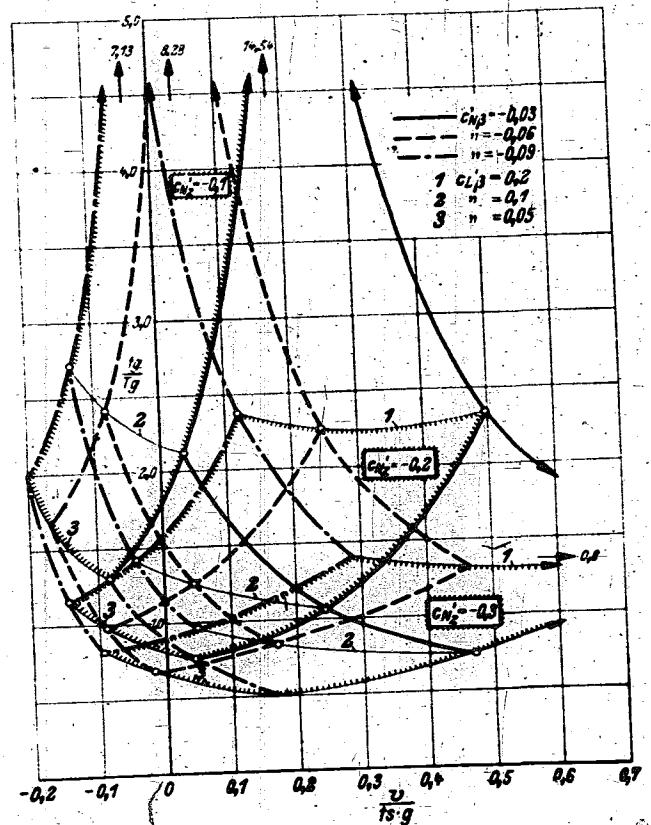


Bild 4. Dämpfungsmaß $\frac{t_g}{T_g}$ und Abklingzahl $\frac{v}{T \cdot g}$ für $i_s = 0.35$; $\frac{Q_F}{Q} = 60$. ($c_a = 0.6$)

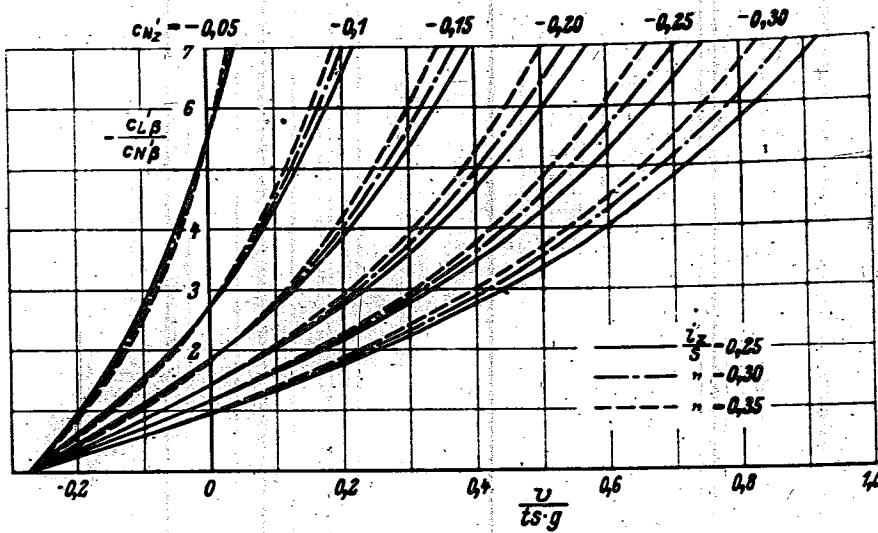


Bild 5. Kurven zur Bestimmung von $\frac{v}{l_s \cdot g}$ ($c_a = 0,6$)

zeit t_s enthaltenden Größe $\frac{v}{l_s \cdot g} \left(= -\frac{\bar{z}_2}{c_a} \right)$ aufgetragen ist. Um eine übersichtlichere Darstellung zu erhalten, ist der Bereich der Größen $\frac{q_F}{q} c_{N\beta}$ und $\frac{q_F}{q} c_{L\beta}$ für jedes $\frac{i_z}{s}$ in zwei Bildern dargestellt worden, deren Kurven sich z. T. überdecken. Als Parameter sind der Anschaulichkeit halber nicht die Größen $\frac{q_F}{q} c_{N\beta}$ und $\frac{q_F}{q} c_{L\beta}$ benutzt, sondern die beiden Bilder sind durch die Dichteverhältnisse 30 und 60 und die einzelnen Kurven mit den dadurch gegebenen Werten $c_{N\beta} = -0,03, -0,06, -0,09$ und $c_{L\beta} = 0,05, 0,1, 0,2$ gekennzeichnet.

Der Vergleich von Bild 1 bis 4 zeigt erwartungsgemäß den großen Einfluß des Trägheitshalbmessers $\frac{i_z}{s}$ und der relativen Massendichte $\frac{q_F}{q}$ auf die Dämpfung der Gierschwingung, während ihr Einfluß auf die Abklingzeit der Spiralbewegung nur sehr klein bzw. gar nicht vorhanden ist. Aus Bild 1 bis 4 selbst geht weiterhin die naturgemäß große Bedeutung der Wendedämpfung c_{Nz} hervor. Auch die Größe des Schieberollmomentes hat ganz erheblichen Einfluß. Während der Einfluß der Richtungsstabilität auf die Abklingzeit t_s groß ist, ist er hinsichtlich der Gierschwingungsdämpfung geringer, in einigen Fällen verschwindet er ganz.

Bild 1—4 können nun für bestimmte Fälle die Größen t_g und t_s entnommen werden. Im allgemeinen muß man dabei interpolieren. Zur Erleichterung der Interpolation kann Bild 5 dienen, in dem zunächst der Wert $\frac{v}{l_s \cdot g}$ abgelesen wird, so daß in den Bildern 1 bis 4 nur noch $\frac{t_g}{T_g}$ zu interpolieren ist. Für Bild 5 ist der bekannte Näherungsausdruck:

$$\frac{g \cdot t_s}{v} \approx c_a \frac{d}{e} \quad (\text{unter Vernachlässigung von } c'_{L\beta})$$

$$\approx \frac{c'_{L\beta}}{c'_{N\beta}} \left[c_a \left(\frac{i_z}{s} \right)^2 - c'_{Nz} \right]$$

$$\approx \frac{c'_{L\beta}}{c'_{N\beta}} \cdot c'_{Nz}$$

benutzt worden, der gute Übereinstimmung mit den exakt gerechneten Werten ergibt.

Berechnungsbeispiel (vgl. Bild 6): Ein Flugzeug besitzt (bei $c_a = 0,6$) die Werte:

$$\frac{G}{F} = 180; \quad \frac{q_F}{q} = 25; \quad \frac{i_z}{s} = 0,35; \quad c'_{N\beta} = -0,08;$$

$$c'_{L\beta} = 0,145; \quad c'_{Nz} = -0,18.$$

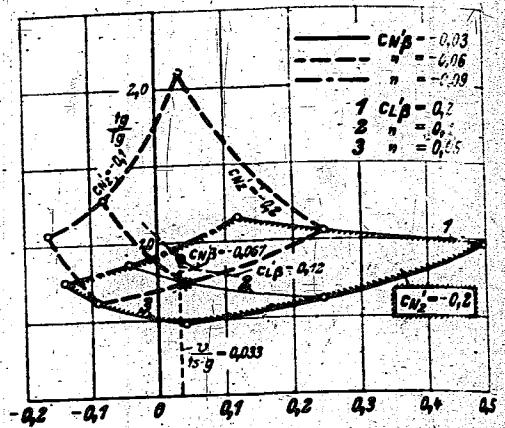


Bild 6. Beispiel zur Bestimmung von $\frac{t_g}{T_g}$ ($c_a = 0,6$)

Mit $\frac{c'_{L\beta}}{c'_{N\beta}} = -1,81$ erhält man aus Bild 5: $\frac{v}{l_s \cdot g} = -0,033$.

Zur Bestimmung von $\frac{t_g}{T_g}$ wird Bild 3 benutzt, in dem

$$c'_{N\beta} = \frac{25 \cdot 0,08}{30} = 0,067 \text{ und}$$

$$c'_{L\beta} = \frac{25 \cdot 0,145}{30} = 0,12$$

auf der Fläche $c'_{Nz} = -0,2$ zu interpolieren ist. Von dem Schnittpunkt aus wird eine Kurve $(c'_{N\beta}, c'_{L\beta}) = \text{konst.}$ gezeichnet, auf der mittels der Geraden $\frac{v}{l_s \cdot g} = 0,033$ der Punkt $\frac{t_g}{T_g} = 0,9$ abgelesen wird. Dieser Punkt entspricht $c'_{Nz} = -0,18$.

Die Größe der Schwingungsdauer der Gierschwingung ist von geringerer Bedeutung. Die Wendedämpfung hat auf sie wenig Einfluß. Für den praktischen Bereich der Werte $\frac{q_F}{q} c'_{L\beta}$ ist sie in Form der dimensionslosen Größe $Tg \cdot \frac{v}{l_s \cdot g}$ abhängig von $\frac{q_F}{q} c'_{N\beta}$ in Bild 7 dargestellt.

IV. Einfluß von Änderungen der maßgebenden Größen.

Der Einfluß von Änderungen sowohl der den Rechnungen zugrunde gelegten Annahmen ($\gamma = 0^\circ, c_a = 0,6, A = 12, i_x = 0,8$), als auch der veränderlichen Größen ($c'_{Nz}, \frac{q_F}{q} c'_{N\beta}, c'_{L\beta}, \frac{i_z}{s}$) auf die Seitenstabilität wird in Bild 8 (bzw. Bild 9) für das dort näher gekennzeichnete Beispiel gezeigt.

Von den dargestellten Fällen sei der Einfluß des Bahnwinkels näher besprochen. Bei geneigter Bahn sind in den Ausdrücken für die Koeffizienten die den Bahnwinkel enthaltenden Glieder zu berücksichtigen. Außerdem ändern sich im allgemeinen infolge der Änderung des Schraubenzustandes auch die Beiwertsanstiege, vor allem die der Richtungsstabilität und Wendedämpfung. Bei Feststellung des Einflusses der Bahnneigung an sich interessieren jedoch diese Änderungen nicht, lediglich die des Querkraftanstieges ist zu berücksichtigen, da sie mit der Änderung der Bahnneigung unmittelbar zusammenhängt.

Eine Änderung der Bahnneigung um den Betrag 1 hat bei gleichem c_a -Wert eine Änderung des Widerstandes (bzw. Vortriebs) um den Betrag $\Delta c_w = c_a \cdot \Delta \varepsilon$ zur Voraussetzung. Da die Änderung des Widerstandes über den Luftschraubenschub erfolgt und dieser flugzeugfest wirkt, bedeutet das eine Änderung der beim Schieben auftretenden Querkraft um den Betrag:

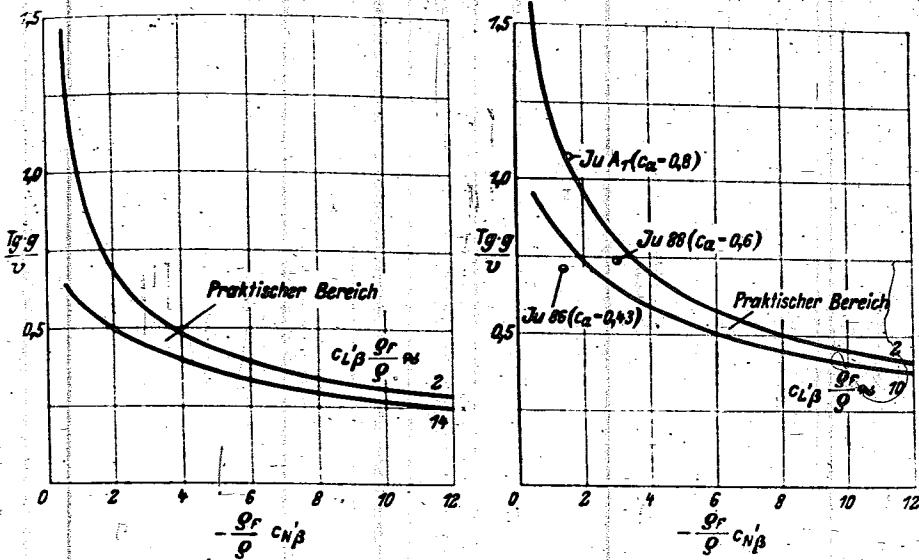


Bild 7. Schwingungsdauer der Gierschwingung und Ergebnisse von Flugversuchen.

(links) $\frac{i_x}{i_z} = 0,25; c_a = 0,6$

(rechts) $\frac{i_x}{i_z} = 0,35; c_a = 0,6$

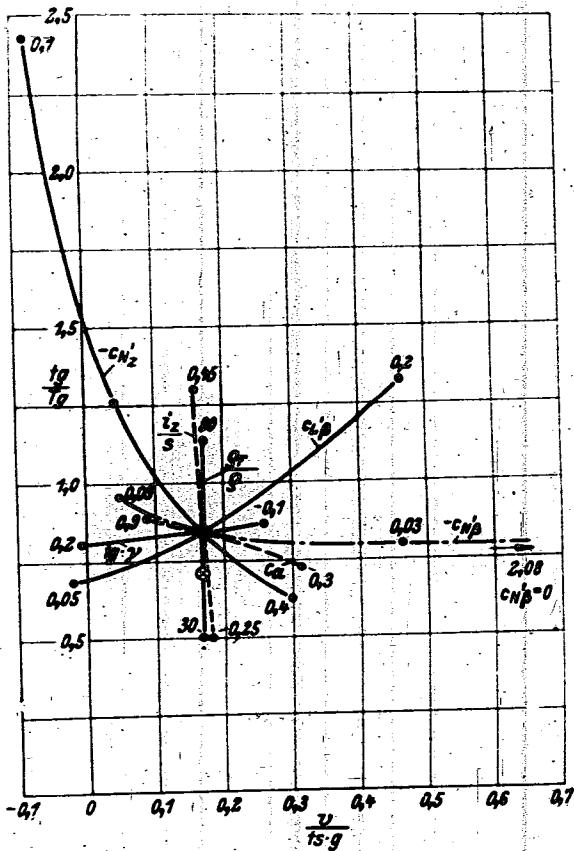


Bild 8. Einfluß von Änderungen der einzelnen Größen.

- $\frac{e_r}{v} = 60; \frac{i_x}{i_z} = 0,35; c'_{x\beta} = -0,06; c'_{x_z} = -0,3;$
- $c'_{l\beta} = 0,1; c_a = 0,6; \gamma = 0;$
- ⊗ $\frac{i_x}{i_z} = 0,4.$

$$\Delta c_{q\beta} = -\Delta c_w \cdot \beta = -c_a \cdot \Delta \varepsilon \cdot \beta.$$

Wählt man den Horizontalflug als Ausgangszustand, so ist $\Delta \varepsilon = -tg \gamma$, und man erhält

$$\Delta c'_{q\beta} = c_a \cdot tg \gamma.$$

Wie Windkanalversuche zeigen, kann der Einfluß der Änderung des Schubes größer sein, als hier abgeschätzt wurde. Das ist dann wohl hauptsächlich darauf zurückzuführen, daß Teile des Flugzeuges, die wesentlichen Anteil an der Schiebekraft haben (Seitenleitwerk), im Schraubensstrahl liegen.

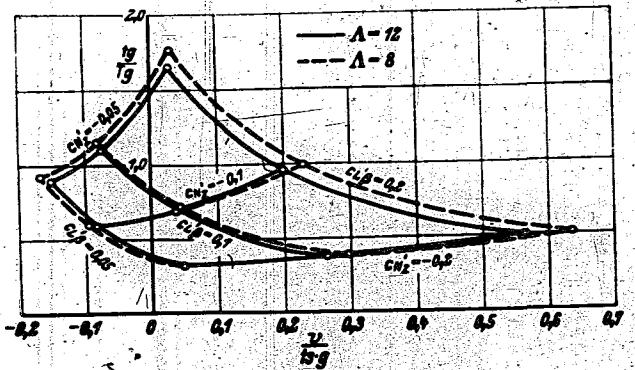


Bild 9. Einfluß der Flügelstreckung.

$c_a = 0,6; \frac{i_x}{i_z} = 0,25; \frac{e_r}{v} = 30; c'_{x\beta} = -0,03.$

In den Koeffizienten tritt der Beiwert $c'_{l\beta}$ nur in Verbindung mit dem Gliede $-c_a \cdot tg \gamma$ auf. Beim Übergang vom Horizontalflug auf den geneigten Flug hebt die Änderung der Querkraft daher den Einfluß der Bahnneigung an diesen Stellen gerade auf. Die Koeffizienten b und c erfahren keine Änderung, d wird lediglich um das Glied $-\left(\frac{s}{i_z}\right)^2 c_a \frac{e_r}{v} c'_{x\beta} \cdot tg \gamma$ erweitert, während e die größte Änderung erfährt. Dementsprechend ist auch, wie Bild 8 zeigt, der Einfluß der Bahnneigung auf die Spiralstabilität am größten, während er für die Dämpfung der Gierschwingung nur sehr klein ist.

Zur schnellen Abschätzung des Einflusses von Änderungen, wie sie während des Entwurfsstadiums und der Flug-erprobung eines neuen Baumusters sehr häufig auftreten, werden für die Dämpfung der Gierschwingungen noch einige einfache Ausdrücke angegeben, die rein empirisch aus den Rechnungsergebnissen gewonnen worden sind und z. T. keinen Anspruch auf große Genauigkeit machen können. Recht gut läßt sich der Einfluß von Änderungen der Wendedämpfung und des Dichteverhältnisses erfassen. Für erstere gilt (der Index 0 kennzeichnet den Ausgangszustand):

$$\frac{t_g/T_g}{(t_g/T_g)_0} \sim \frac{1}{c'_{x_z}} \text{ oder } \frac{t_g}{T_g} = \left(\frac{t_g}{T_g}\right)_0 \frac{c'_{x_{z0}}}{c'_{x_z}}$$

Für $-c'_{x_z} > 0,1$ gilt:

$$\frac{t_g/T_g - 0,2}{(t_g/T_g)_0 - 0,2} \sim \frac{e_r}{v} \text{ oder } \frac{t_g}{T_g} = \left[\left(\frac{t_g}{T_g}\right)_0 - 0,2\right] \frac{e_r/v}{(e_r/v)_0} + 0,2.$$

Weniger genau sind folgende Beziehungen, die etwa auf den Bereich

$$0,1 < -c'_{x_z} < 0,3; 1 < -\frac{e_r}{v} c'_{x\beta} < 5; 2 < \frac{e_r}{v} c'_{l\beta} < 8$$

zu beschränken sind:

Einfluß der Änderung der Richtungsstabilität:

$$\Delta \frac{t_g}{T_g} \approx 0,02 \left(\frac{q_F/q}{c'_{Nz}} \right)_0 \cdot \Delta c'_{N\beta}$$

Einfluß der Änderung der Querstabilität:

$$\Delta \frac{t_g}{T_g} \approx \left[0,2 \frac{(i_z/s)^2}{c'_{Nz}} - 0,01 \right] \left(\frac{q_F}{q} \right)_0 \cdot \Delta c'_{l\beta}$$

Einfluß der Änderung des Trägheitshalbmessers:

$$\Delta \frac{t_g}{T_g} \approx 0,2 \left(\frac{q_F/q \cdot c'_{l\beta}}{c'_{Nz}} \right)_0 \cdot \Delta \frac{i_z}{s}$$

Auch bei gleichzeitiger Änderung mehrerer Größen läßt sich nach diesen Beziehungen die Gesamtänderung von t_g/T_g abschätzen (bei $c_a = 0,6$).

Der Einfluß von Änderungen auf die Spiralstabilität läßt sich an Hand der erwähnten Näherungsformel übersehen. Eine Änderung von i_z/s hat nur vernachlässigbar kleinen Einfluß.

V. Für die Seltenstabilität günstige Bereiche der Richtungs- und Querstabilität.

Flugeigenschaften ist ein möglichst schnelles Abklingen der Gierschwingungen (t_g/T_g möglichst klein) erwünscht und im allgemeinen eine gewisse Größe der Spiralinstabilität noch zulässig. Um diese Forderung zu erfüllen, darf die Richtungs- und Querstabilität für gegebene Verhältnisse ($q_F/q, i_z/s, c'_{Nz}$) gewisse Werte nicht über- oder unterschreiten. Die bisherigen Rechnungsergebnisse lassen sich dazu verwenden, diese Grenzwerte für gegebene Fälle anzugeben, wenn über die zulässige Größe von t_g/T_g und t_s Aussagen gemacht werden. Scharfe Grenzen lassen sich hier kaum ziehen. Es werden daher zunächst folgende Grenzwerte angenommen, die sich auf Angaben im Schrifttum und Aussagen von Flugzeugführern stützen: $t_g/T_g < 1, \frac{v}{t_s \cdot g} > -0,1$. Da-

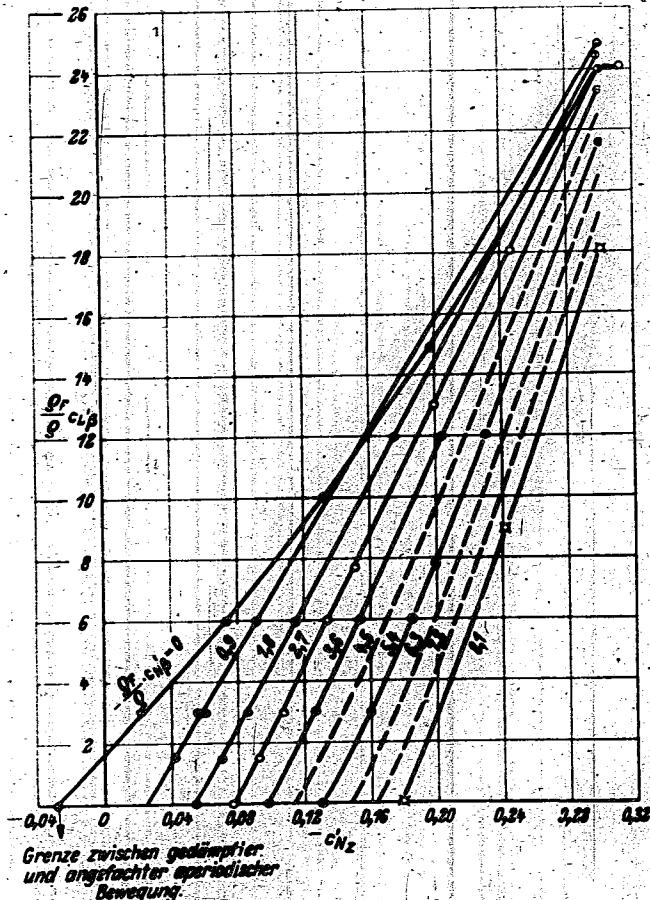


Bild 10. Grenzkurven: $\frac{t_g}{T_g} = 1, \frac{i_z}{s} = 0,25$

bei ist berücksichtigt, daß bei Erfüllung der Grenzfordernung bei höheren c_a -Werten geringere Dämpfung und größere Spiralinstabilität vorhanden sind. Wie weit diese Forderungen bei ausgeführten und bewährten Flugzeugen erfüllt sind, wird unten gezeigt.

Aus Bild 1 bis 4 lassen sich die dem Wert $t_g/T_g = 1$ zugeordneten Werte $q_F/q \cdot c'_{N\beta}, q_F/q \cdot c'_{l\beta}$ und c'_{Nz} durch Interpolation entnehmen und in der in Bild 10 und 11 gezeigten Form darstellen. Eine Kontrolle der interpolierten Punkte ist dadurch geschehen, daß auf den hindurchgelegten Kurven einzelne Punkte exakt nachgerechnet wurden und mit geringen Abweichungen $t_g/T_g = 1$ ergaben.

Mit Hilfe dieser Kurven und unter Benutzung von Bild 5 oder des angegebenen Näherungsausdrucks für $\frac{g \cdot t_s}{v}$ lassen sich für bestimmte Werte der Wendedämpfung Grenzkurven zeichnen, die alle die Werte der Richtungs- und Querstabilität einschließen, für die obige Forderungen erfüllt sind. In Bild 12 ist das für einige Flugzeuge geschehen. Die oberen Kurven stellen die Grenze $t_g/T_g = 1$ dar, die unteren Geraden die Grenze hinsichtlich Spiralstabilität. Die Kurven bzw. Geraden brauchen nur bis zu ihrem jeweiligen Schnittpunkt gezeichnet zu werden, weil jenseits desselben eine der beiden Bedingungen verletzt ist. Man erhält auf diese Weise einen Überblick über die in einem bestimmten

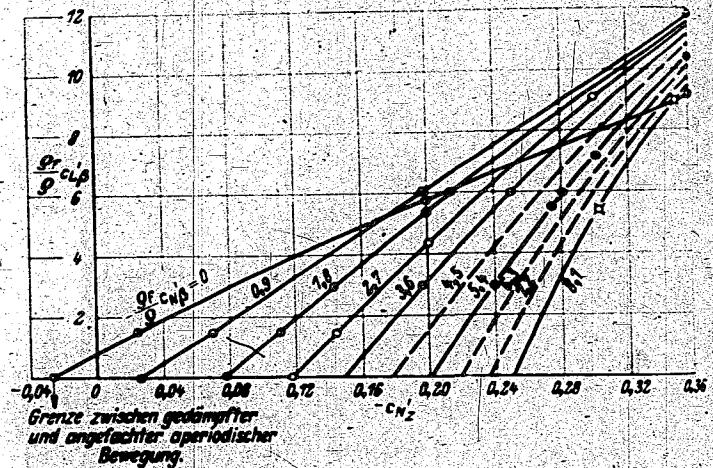


Bild 11. Grenzkurven: $\frac{t_g}{T_g} = 1, \frac{i_z}{s} = 0,35$

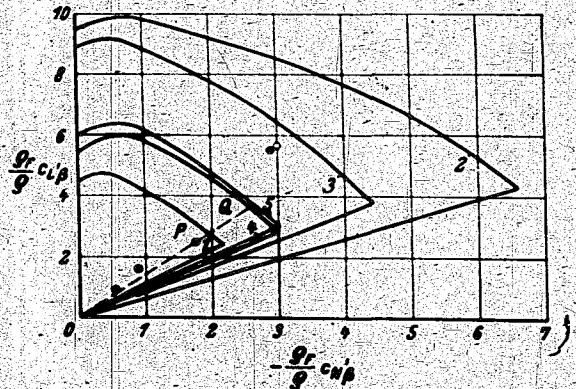


Bild 12. Vergleich mit ausgeführten Flugzeugen.

Flugzeug	i_z/s	$c'_{N\beta}$	$c'_{l\beta}$	c'_{Nz}	$H \frac{t_g}{T_g} = 1$ [m]	$\frac{v}{t_s \cdot g}$
1. Ju 90	0,35	-0,042	0,08	-0,145	11000	0,00
2. Ju 88	0,33	-0,08	0,15	-0,25	3250	0,1
3. Ju 87	0,30	-0,08	0,15	-0,19	1200	0,0
4. Ju 86	0,33	-0,115	0,16	-0,165	3800	-0,0
5. Ju 52	0,32	-0,075	0,15	-0,16	7300	0,08

7701

Für die seitenstabilitätsmäßig günstigen Werte der Richtungs- und Querstabilität und vermag den Einfluß von Änderungen schnell zu übersehen.

Die erforderlichen aerodynamischen Größen für die in Bild 12 eingetragenen Flugzeugmuster sind Windkanalmessungen entnommen bzw. wurden auf Grund von Versuchsunterlagen berechnet. Die relative Massendichte gilt für höhere Fluggewichte und Bodennähe. Wie weit die auf diese Weise festgelegte Größe der Seitenstabilität mit durch Flugversuche bestimmten Werten übereinstimmt, wird für einige Fälle weiter unten gezeigt.

In Bild 12 kennzeichnen die verschiedenen Punkte die Lage des einzelnen Flugzeuges hinsichtlich seiner Richtungs- und Querstabilität. Jedem Punkt sind die durch Trägheitshalbmesser und Wendedämpfung bestimmten Grenzkurven zugeordnet. Wie man sieht, liegt kein Punkt außerhalb der zugehörigen Grenzen. Für alle Flugzeuge ist also für $c_a = 0,6$ der Wert $\frac{t_y}{T_y} < 1$ und $\frac{\dot{v}}{t_s \cdot g} > -0,1$.

Für die Punkte, die nicht gerade auf der Grenzkurve $\frac{t_y}{T_y} = 1$ liegen, läßt sich sehr einfach sowohl die Flughöhe angeben, in der $\frac{t_y}{T_y} = 1$ erreicht wird, als auch diese Größe für Bodennähe abschätzen. Bei Änderung der Flughöhe ändern sich $\frac{q_r}{q} c'_{x\beta}$ und $\frac{q_r}{q} c'_{l\beta}$ umgekehrt verhältlich der Luftdichte. Die einzelnen Punkte verschieben sich in Richtung ihrer Verbindungsgeraden mit dem Ursprung. Durch das Verhältnis $\frac{OP}{OQ}$ der Strecken OP und OQ (vgl. Bild 12) ist das Verhältnis der Luftdichten und damit die Höhe, in der $\frac{t_y}{T_y} = 1$ erreicht wird, gegeben. Diese Höhen sind für die einzelnen Maschinen ebenfalls in Bild 12 aufgeführt. Sie schwanken naturgemäß stark. Den Wert für $\frac{t_y}{T_y}$ am Boden kann man nun sehr einfach nach der früher angegebenen Beziehung abschätzen:

$$\frac{t_y}{T_y} = 0,8 \frac{q}{q_0} + 0,2 \quad (q: \text{für Höhe, in der } \frac{t_y}{T_y} = 1)$$

$$= 0,8 \frac{OP}{OQ} + 0,2 \quad (q_0: \text{für Bodennähe}).$$

So wird z. B. für die Ju 86 mit $\frac{OP}{OQ} = 0,68$ der Wert $\frac{t_y}{T_y} \approx 0,75$.

Während für Flugzeuge mit normalen Flughöhen die Erfüllung obiger Forderungen für gewöhnlich genügen dürfte, wird man bei ausgesprochenen Höhenflugzeugen vorhalten müssen. In 15 km Höhe sinkt die Luftdichte auf etwa den sechsten Teil der Dichte in Bodennähe. Entsprechend wächst die relative Massendichte. Für ein Flugzeug, das in Bodennähe $\frac{t_y}{T_y} = 1$ besitzt, würde dieser Wert in 15 km Höhe auf etwa 5 ansteigen. Das dürfte zu hoch sein. Nach bisherigen Erfahrungen scheinen hier Werte $\frac{t_y}{T_y} < 2$ noch zulässig zu sein, was auf die Forderung $\frac{t_y}{T_y} < 0,5$ am Boden führt.

In diesem Zusammenhang ist die Frage von Bedeutung, in welcher Höhe die Dämpfung der Gierschwingung überhaupt verschwindet. Das ist bekanntlich der Fall, wenn die Koeffizienten der Stabilitätsgleichung die Beziehung $b \cdot c \cdot d = b^2 \cdot e + d^2$ erfüllen. Da nun für die Abklingzeit der Spiralbewegung etwa gleich große negative und positive Werte vorkommen (vgl. Bild 12), kann man zur Vereinfachung ein spiralindependentes Flugzeug voraussetzen: $c = 0$ und erhält also die Beziehung $b \cdot c = d$. Aus dieser und der Bedingung für Spiralindependenz:

$$c'_{x\beta} = c'_{l\beta} \frac{c'_{xz}}{c'_{lz}}$$

erhält man einen Zusammenhang zwischen den Werten $\frac{q_r}{q} c'_{l\beta}$ und c'_{xz} (vgl. Bild 13). Je nach der Flughöhe, in der die Dämpfung verschwinden soll, können jene Werte $\frac{q_r}{q} c'_{l\beta}$ angegeben werden, die in Bodennähe unter diesen Umständen noch zulässig sind. Das ist in Bild 13 für $i_z/s = 0,35$ geschehen und in Bild 14 für $c_a = 0,9$, da dieser Wert beim Höhenflug häufig vorkommt. Der Vollständigkeit halber sind auch die zugehörigen $\frac{q_r}{q} c'_{x\beta}$ aufgetragen und als Beispiel die Ju 86 angegeben, die praktisch als spiralindependent angesehen werden kann. Bemerkenswert ist, daß oberhalb bestimmter Werte c'_{xz} für beliebige Werte der Querstabilität (bzw. Richtungsstabilität) in keiner Höhe mehr die Dämpfung zu Null wird. Diese Kleinstwerte der Wendedämpfung sind in Bild 15 in Abhängigkeit von c_a gezeigt, wobei also das Flugzeug spiralindependent bei dem jeweiligen c_a -Wert ist. Praktisch erreichbar sind diese Mindestwerte nur bei mittleren c_a -Werten oder kleinen Trägheitshalbmessern.

Schließlich ist, wie schon erwähnt, ein Vergleich zwischen berechneten und gemessenen Werten der Seitenstabilität nachzutragen. Dieser ist in Zahlentafel 1 durchgeführt und zeigt, daß wohl in der Mehrzahl der Fälle mit befriedigender

Zahlentafel 1. Vergleich gemessener Werte $\frac{t_y}{T_y}$ mit der Rechnung.

Flugzeug	c_a	$\frac{t_y}{T_y}$ Versuch	$\frac{t_y}{T_y}$ Rechnung	Bemerkung
Ju A 1	0,6	0,9	0,88	(Geringer) Einfluß des losen Ruders vernachlässigt.
Ju 86	0,43	0,55	0,56	
Ju 88	0,8	1,2	0,9	Einfluß des losen Seitenruders berücksichtigt.

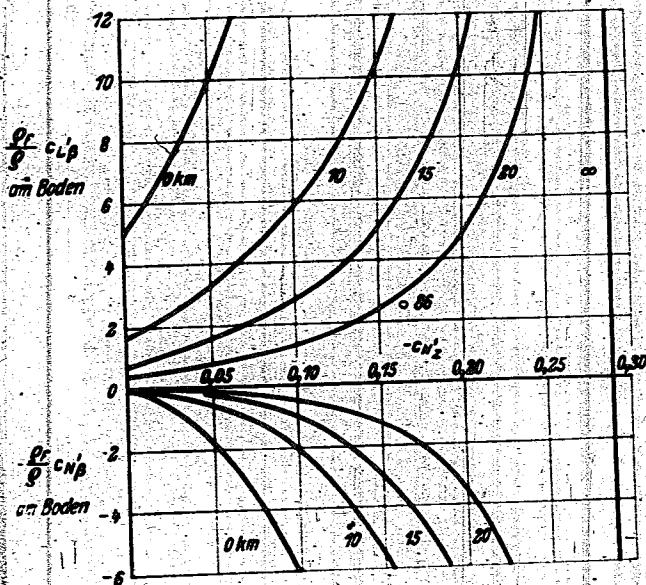


Bild 13. Quer- und Richtungsstabilität bei indifferenter Schwingung ($\frac{q_r}{q}$ für Bodennähe)

$$\frac{q_r}{q} c'_{l\beta} = c'_{lz} \left\{ \left[-\left(\frac{s}{i_r}\right)^2 c'_{lx} - \left(\frac{s}{i_r}\right)^2 c'_{nz} \right] \left\{ \left(\frac{s}{i_r}\right)^2 \left(\frac{s}{i_z}\right)^2 \left[c'_{lx} c'_{nz} - c'_{lz} c'_{xz} \right] + c'_{q\beta} \left[-\left(\frac{s}{i_r}\right)^2 c'_{lx} - \left(\frac{s}{i_z}\right)^2 c'_{nz} + c'_{q\beta} \right] \right\} \right.$$

$$\left. - \left(\frac{s}{i_r}\right)^2 c'_{lz} \left[-\left(\frac{s}{i_z}\right)^2 c'_{xz} + c'_{q\beta} \right] + \left(\frac{s}{i_z}\right)^2 c'_{xz} \left[-\left(\frac{s}{i_r}\right)^2 c'_{nz} + c'_{q\beta} \right] \right\}$$

Flugzeug ist bei $c_a = 0,6$ spiralindependent

$$\frac{i_z}{s} = 0,35$$

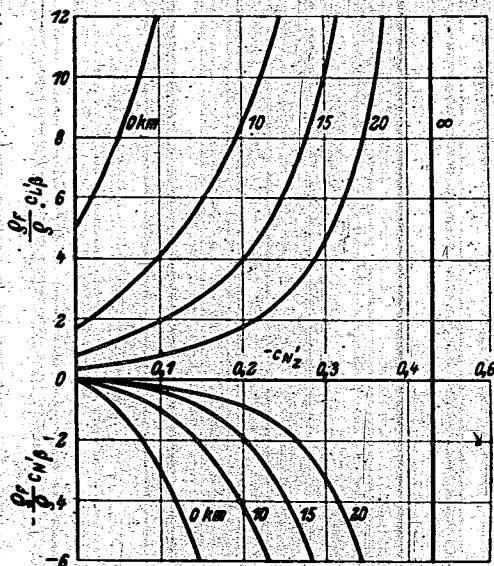


Bild 14. Quer- und Richtungsstabilität bei indifferenten Schwingung ($\frac{v'}{v}$ für Bodennähe).

Flugzeug ist bei $c_\alpha = 0,9$ spiralindifferent $\frac{t_z}{s} = 0,35$

Übereinstimmung zwischen Rechnung und Wirklichkeit gerechnet werden darf. Unberücksichtigt blieb bei der Rechnung die Flügeldurchbiegung, die eine Erhöhung der Werte t_g/T_g bewirkt. Die in Zahlentafel 1 angegebenen Versuchswerte stellen z. T. Mittelwerte aus mehreren Meßflügen dar.

Den Vergleich der gemessenen Schwingungsdauern mit den errechneten Werten zeigt Bild 7.

VI. Zusammenfassung.

Ausgehend von den bekannten Ausdrücken für die Koeffizienten der Stabilitätsgleichung wird gezeigt, daß bei Vernachlässigung des Anstellwinkleinflusses an Stelle der flugzeugfesten Momentenbeiwerte besser mit den auf das experimentelle Achsenkreuz bezogenen Beiwerten gerechnet wird. Die Berücksichtigung des Anstellwinkleinflusses kann mit Hilfe einiger Korrekturfaktoren geschehen, die für gewöhnlich so wenig von eins abweichen, daß sich ihre Anwendung im Hinblick auf die Genauigkeit der gegebenen Beiwerte erübrigt.

Die Rechnungen beschränken sich auf den wichtigsten Fall: Horizontalflug bei $c_\alpha = 0,6$. Sie wurden in dem praktisch Bedeutung besitzenden Bereich der Werte $q_r/q_c i_\beta$, $q_r/q_c i_\beta$ und c'_{Nz} für zwei verschiedene (bezogene) Trägheitshalbmesser durchgeführt. Die für die Ergebnisse (t_g/T_g und $\frac{v'}{v}$) gewählte Form der Auftragung vermittelt einen Überblick über die Größe der Spiralstabilität und die Dämpfung der Gierschwingung in interessierenden Fällen.

Der Einfluß von Änderungen einzelner Größen wird an Hand eines Beispiels gezeigt. Außerdem werden zur schnellen Abschätzung des Einflusses von Änderungen (der Wendedämpfung, relativen Massendichte bzw. Flughöhe, Richtungsstabilität, Querstabilität und des Tragheitshalbmessers) Ausdrücke angegeben, die z. T. mit der exakten Rechnung recht gut übereinstimmende Werte liefern.

Auf Grund bestimmter Forderungen hinsichtlich der Größe der Spiralstabilität und der Dämpfung der Gier-

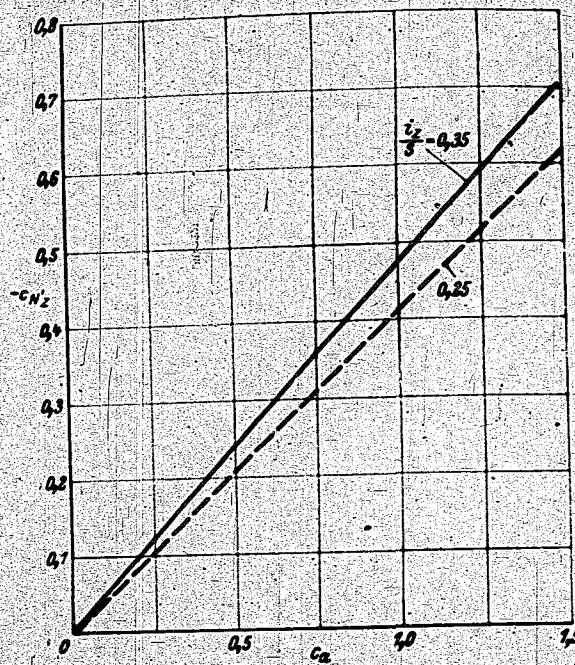


Bild 15. Wendedämpfung bei indifferenten Schwingung in sehr großer Höhe.

$$c'_{Nz} \left(\frac{s}{l_z} \right)^2 - c'_{Nz} \left(\frac{s}{l_z} \right)^2 \cdot c'_{q\beta} \left(\frac{s}{l_z} \right)^2 \cdot c'_{i_z} \left[c_\alpha - \left(\frac{s}{l_z} \right)^2 \cdot c'_{Nz} \right] = \text{spiralindifferentes Flugzeug.}$$

schwingungen lassen sich Grenzkurven angeben, die den Bereich zulässiger Werte der Richtungs- und Querstabilität für bestimmte Werte der Wendedämpfung und des Tragheitshalbmessers schnell überblicken lassen. Der Vergleich mit bewährten Flugzeugmustern zeigt, daß die gestellten Forderungen: $t_g/T_g < 1$ und $\frac{v'}{v} > -0,1$ für gewöhnlich als ausreichend anzusehen sind. Bei ausgesprochenen Höhenflugzeugen empfiehlt es sich jedoch, in Bodennähe $t_g/T_g < 0,5$ als Grenze anzusehen. Es wird ferner gezeigt, unter welchen Umständen die Gierschwingungen in der Höhe ungedämpft werden, und daß dieses oberhalb bestimmter Werte der Wendedämpfung in keiner noch so großen Höhe mehr eintritt.

Schließlich wird ein Vergleich zwischen den Ergebnissen einiger Flugversuche und der zugehörigen, auf den Ergebnissen von Windkanalmessungen beruhenden Rechnung angestellt, der im ganzen befriedigende Übereinstimmung zwischen Versuch und Rechnung zeigt.

VII. Schrifttum (unvollständig).

- [1] Bader, Die flugmechanischen Stabilitätsbedingungen mit besonderer Berücksichtigung des Trudelfluges. Jahrbuch 1939 der deutschen Luftfahrtforschung, S. I 254.
- [2] Durand, Aerodynamic Theory, Bd. V.
- [3] Fuchs-Hopf-Seewald, Aerodynamik, Bd. I.
- [4] Mathias, Die Seitenstabilität des ungesteuerten Normalfluges und ihre technischen Vorbedingungen. Z. Flugtechn., Bd. 23.
- [5] Mathias, Ergänzungen und Berechnungsbeispiele zur Seitenstabilitätslehre. DVL-Jahrbuch 1933.

Die Umrechnung gemessener Abflugzeiten und -wege von Seeflugzeugen auf beliebige Winde und Luftwichten*).

Von H. Schiemann.

Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Institut für Seeflugwesen, Zweigstelle Travemünde.

Die für den Abflug erforderlichen Zeiten und Wege stellen beim Seeflugzeug wichtige Leistungsgrößen des jeweiligen Baumusters und dessen jeweiligen Zustandes dar. Im vorliegenden Bericht wird nach einer kurzen Einführung in die Vorgänge und in den üblichen Gang von Startberechnungen ein einfaches Näherungsverfahren angegeben, mit welchem sich Startmessungen, die bei verschiedenen Wetterbedingungen erfolgt sind, auf andere Betriebszustände, z. B. auf Windstille und Normaltag umrechnen lassen, so daß beim Vergleich verschiedener Baumuster, Gewichte, Triebwerke, Luftschrauben, Klappenanordnungen, Anstellwinkelverläufen usw. der Einfluß des Wetters eliminiert werden kann. Die Treffsicherheit des Verfahrens wird durch Ergebnisse systematischer Startzeitmessungen nachgewiesen. Für einen als Beispiel angenommenen Abflug wird abschließend der Einfluß einer größeren Windänderung auf die Startzeit erst aus ausführlichen Startberechnungen an Hand von Modellmessungen ermittelt und mit den Werten nach Startmessungen bzw. nach dem Näherungsverfahren verglichen.

Gliederung.

- I. Einführung.
- II. Bezeichnungen.
- III. Der Abflug von Seeflugzeugen bei verschiedenen Winden und Luftwichten.
- IV. Näherungsverfahren für die Umrechnung von Abflugzeiten und -wegen.
- V. Zur Durchführung von Startmessungen und ihrer Auswertungen.
- VI. Ergebnisse von Abflugzeitmessungen zur Nachprüfung des Umrechnungsverfahrens.
- VII. Gegenüberstellung der Ergebnisse über den Windeinfluß auf die Startzeit aus ausführlichen Rechnungen auf Grund von Modellversuchen und nach dem Näherungsverfahren auf Grund von Startmessungen.
- VIII. Zusammenfassung.
- IX. Schrifttum.

I. Einführung.

Noch mehr als beim Landflugzeug stellt beim Seeflugzeug der Abflug ein kritisches Problem beim Entwurf dar. Während beim Landflugzeug mit steigender Beladung der Start lediglich eine immer längere Strecke in Anspruch nimmt, wird bei den neuzeitlichen, hochbelasteten Seeflugzeugen in Abhängigkeit ihres jeweiligen Zustandes und der Wetterlage der Abflug häufig bei solchen Gewichten unmöglich, wie sie für den Flug noch durchaus zulässig wären. Im Gegensatz zum Landflugzeug nämlich, bei welchem der Bodenwiderstand mit zunehmender Geschwindigkeit abnimmt, steigt beim Seeflugzeug der Wasserwiderstand zuerst bis zum Aufstufen und bei bestimmten Bauarten ein zweitesmal vor dem Abheben so steil an, daß der Gesamtwiderstand leicht den Wert des Schraubenschubes erreichen kann, so daß das Flugzeug dann nicht aus dem Wasser herauskommt. Die zur Widerstandsverminderung möglichst günstige Gestaltung des Schwimmwerks ist daher eine entscheidende Aufgabe beim Entwurf von Seeflugzeugen.

Bei der Flugerprobung neuer Baumuster müssen dann die tatsächlich erreichten Startleistungen durch systematische Startmessungen festgestellt werden, um hierdurch einerseits einen Vergleich zu den Entwurfsrechnungen zu

gewinnen, und um andererseits die für den Einsatz erforderlichen Startvorschriften (z. B. Gewichte, Klappen- und Luftschraubenstellungen, Starthilfen) geben zu können. Hier ergibt sich als größte Schwierigkeit, daß die Startleistungen von Seeflugzeugen nicht nur von ihrem Zustande, sondern auch von der jeweiligen Luftwichte und insbesondere vom Winde abhängig sind.

Um also die Starttüchtigkeit mehrerer Flugzeugmuster bzw. mehrerer verschiedener Flugzeugzustände sinnvoll miteinander und mit den Entwurfsrechnungen vergleichen zu können, müßte man die Messungen entweder an einem »Normaltag« durchführen oder an beliebigen Tagen durchgeführte Messungen auf Normaltagbedingungen umrechnen. Da Normaltage sehr selten sind, kommt praktisch nur der letztere Weg in Betracht.

Trotz der geschilderten Bedeutung derartiger Versuche sind diese im allgemeinen nur unzulänglich behandelt worden, da bei der Vielzahl der Einflußgrößen der große Arbeitsaufwand, der für genaue Startberechnungen auf Grund von Modellmessungen erforderlich ist, von der systematischen Auswertung von Startzeit- und -wegmessungen zurückhielt.

Aus Anlaß umfangreicher Untersuchungen über die Möglichkeiten zur Verbesserung des Starts von Seeflugzeugen wurde daher ein einfaches Näherungsverfahren zur Umrechnung von Startzeiten und -wegen aufgestellt und mit gutem Erfolg angewandt. Dieses Verfahren wird im vorliegenden Bericht abgeleitet und seine Brauchbarkeit an Beispielen und durch Versuchsergebnisse belegt.

II. Bezeichnungen.

G	Fluggewicht (kg).
F	aerodynamische Flügelfläche (m ²).
S	Schraubenschub (kg).
S_0	Schraubenschub bei γ_0 (kg).
$\Delta S = S - S_0$	Schraubenschubänderung (kg).
c_{a0}	gesamter aerodynamischer Auftriebsbeiwert beim Abheben.
W_{ac}	gesamter aerodynamischer Widerstand (kg).
W^*	gesamter hydrodynamischer Widerstand (kg).
$W_{ges} = W_{ac} + W^*$	Gesamtwiderstand (kg).
$P = S - W_{ges}$	Schubüberschuß (kg).
p	Luftdruck (mb).
$p_0 = 1013,3$ mb	Luftdruck am Normaltag.
T	absolute Lufttemperatur (°C).
$T_0 = 288$ °C	absolute Lufttemperatur am Normaltag.
$\gamma = 0,348 \frac{P}{T}$	Luftwichte.
$\gamma_0 = 1,225$ kg/m ³	Luftwichte am Normaltag.
α^*	Anstellwinkel der Vorkieltangente gegen Horizontale (°).
v	Geschwindigkeit gegen Luft (m/s).
v_a	Abhebegeschwindigkeit gegen Luft (m/s).
v_{a0}	Abhebegeschwindigkeit gegen Luft bei γ_0 (m/s).
v^*	Geschwindigkeit gegen Wasser (m/s).

*) P 31 91, P 39 93.

- v^* Abhebegeschwindigkeit gegen Wasser (m/s).
- $v_{a_s}^*$ Abhebegeschwindigkeit gegen Wasser bei γ_0 (m/s).
- w Windgeschwindigkeit (m/s).
- b Beschleunigung gegen Wasser (m/s²).
- $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ Erdbeschleunigung.
- t Abflugzeit (von der Ruhe bis zum Abheben) (s).
- t_0 Abflugzeit bei γ_0 und $w = 0$ (s).
- s Abflugstrecke gegen Wasser (m).
- s_n Abflugstrecke gegen Wasser bei γ_0 und $w = 0$.

III. Der Abflug von Seeflugzeugen bei verschiedenen Winden und Luftwichten.

1. Allgemeines.

Während des Starts muß ein Seeflugzeug gegenüber dem stets ruhend gedachten Wasser so lange beschleunigt werden, bis es gegenüber der Luft die Abhebegeschwindigkeit v_a erreicht hat. Diese beträgt:

$$v_a = 4 \left[\frac{G}{F} \cdot \frac{1}{c_{a0}} \cdot \frac{\gamma_0}{\gamma} \right] \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] \dots \dots \dots (1)$$

und ist also bei gegebenen Flugzeugdaten und Wetterbedingungen noch vom c_{a0} und damit vom Abhebestellwinkel abhängig.

2. Start bei Normalluftwichte und Windstille.

Projektrechnungen werden der Einheitlichkeit halber für Normalluftwichte und für den ungünstigsten Fall der

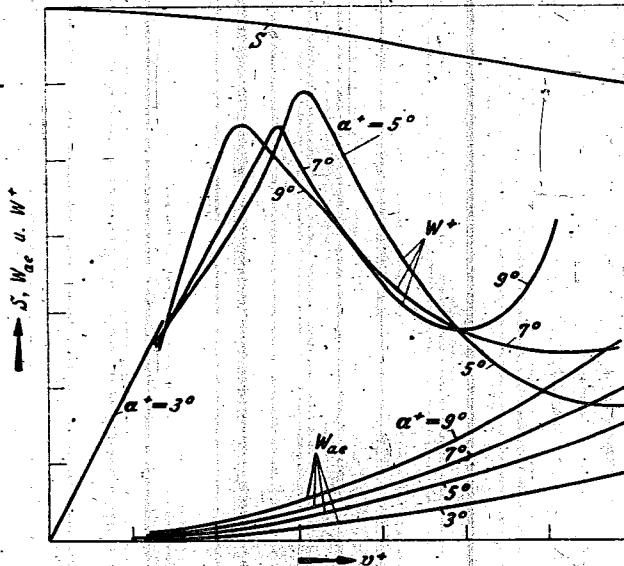


Bild 1. Schraubenschub, Luftwiderstand und Wasserwiderstand in Abhängigkeit von Geschwindigkeit und Anstellwinkel.

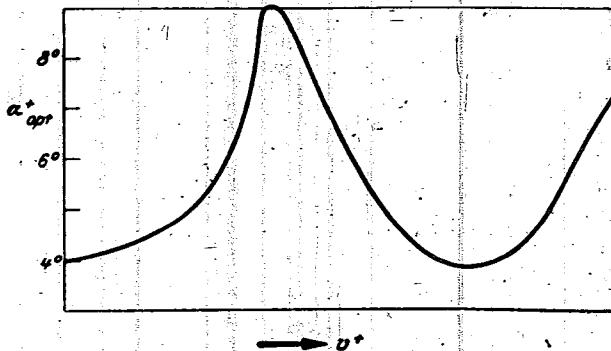


Bild 2. Optimaler Anstellwinkelverlauf in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit.



Bild 3. Optimaler Schubüberschuß in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit.

Windstille durchgeführt. Die Zeit von der Ruhe bis zum Abheben erhält man aus der dynamischen Grundgleichung

$$P = S - (W^* + W_{ae}) = S - W_{ges} = \frac{G}{g} \cdot \frac{dv^*}{dt}$$

zu

$$t_0 = \frac{G}{g} \int_{v^*=0}^{v^*=v_{a_s}^*} \frac{dv^*}{S_0 - W_{ges}} \text{ [s]} \dots \dots \dots (2)$$

Entsprechend ergibt sich aus den Beziehungen

$$b = \frac{dv^*}{dt}; v^* = \frac{ds}{dt}; b \cdot ds = v^* \cdot dv^* = \frac{1}{2} d(v^{*2})$$

die Startstrecke zu

$$s_0 = \frac{1}{2} \frac{G}{g} \int_{v^{*2}=0}^{v^{*2}=v_{a_s}^{*2}} \frac{d(v^{*2})}{S_0 - W_{ges}} \text{ [m]} \dots \dots \dots (3)$$

Bei Startvoransberechnungen neuer Entwürfe pflegt man zur Ermittlung beispielsweise der Startzeit nach (2) aus Modellversuchen den Schraubenschub S , den Luftwiderstand W_ae und den Wasserwiderstand W_w als Funktion von v^* und α^* aufzutragen. Bild 1 zeigt den charakteristischen Verlauf dieser Werte beim Seeflugzeug mit dem starken Anstieg des Wasserwiderstandes bis zum Aufstufen [1, 2]¹⁾.

Durch Vergleich der Anstellwinkel α^* , die zu dem jeweils geringsten Gesamtwiderstand $W_{ges} = W^* + W_{ae}$ gehören, mit den zu ihrer Steuerung zur Verfügung stehenden Höhenrudermomenten sowie mit den Grenzen der dynamischen Stabilität [3, 4] gewinnt man den optimalen Anstellwinkelverlauf, den der Flugzeugführer steuern soll und den dazugehörigen Schubüberschuß (Bild 2 und 3) [5].

Die bei Normalluftwichte und Windstille optimale Startzeit erhält man dann einfach durch Auftragung der Werte $\frac{G}{g} \frac{1}{S - W_{ges}}$ als Funktion der Geschwindigkeit v^* . Nach (2) entspricht die erforderliche Startzeit dann dem schraffierten Flächenstück F in Bild 4.

3. Start bei beliebiger Luftwichte.

Bei Änderung der Luftwichte ändern sich gegenüber den Verhältnissen bei Normalzustand der Schraubenschub, der Luftwiderstand und ferner wegen der geänderten Flügelauftriebe mit den hydrodynamischen Belastungen des Schwimmwerks auch die Wasserwiderstände. Wegen des jedoch verhältnismäßig geringen Einflusses der Luftwichte auf den Start wird man sich im allgemeinen beim Entwurf mit der Berechnung für Normaltag begnügen.

4. Start bei Wind.

Wie schon die praktische Erfahrung zeigt, hat der Wind (so lange er nicht zu heftigen Seegang hervorruft) auf den Seestart einen noch günstigeren Einfluß als auf den Landstart. Während bei letzterem durch Wind lediglich Startweg und -zeit verkürzt werden, verschiebt sich beim neuzeitlichen, hochbelasteten Seeflugzeug das jeweils überhau-

¹⁾ Die Angaben in eckigen Klammern beziehen sich auf das Schriftumsverzeichnis am Ende der Arbeit.

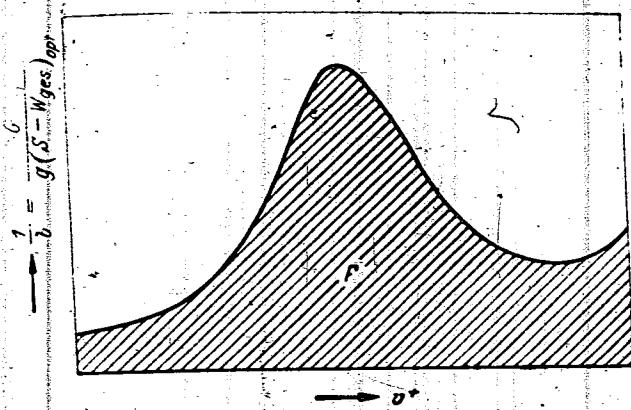


Bild 4. Kehrwert der Beschleunigung in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit für optimalen Anstellwinkelverlauf.

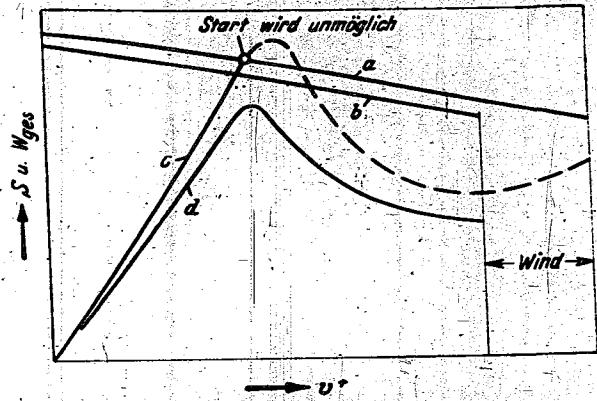


Bild 5. Schübe und Gesamtwiderstände in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit für einen Abflug, der wegen eines zu hohen 1. Maximums nur bei Wind möglich ist.

- a) S ohne Wind, c) W_{ges} ohne Wind,
- b) S bei Wind, d) W_{ges} bei Wind.

mögliche Abfluggewicht mit zunehmendem Wind zu höheren Werten. Der Start eines Seeflugzeuges wird nämlich unmöglich, wenn die Größe des vor dem Aufstufen gelegenen 1. Widerstandsmaximums den Betrag des Schraubenschubes erreicht (s. Bild 5). Tritt nun ausreichender Wind auf, so kann durch den bei gleichen Geschwindigkeiten gegen Wasser größeren aerodynamischen Auftriebsanteil, der weniger Luftwiderstand kostet als er Wasserwiderstand erspart, da die Gleitzahlen des Tragflügels, vor allem in diesem Bereich, erheblich niedriger als die des Schwimmwerks sind, der Gesamtwiderstand so weit herabgesetzt werden, daß das Widerstandsmaximum überwunden wird.

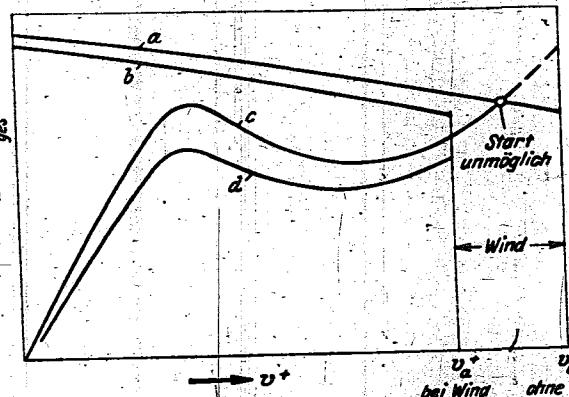


Bild 6. Schübe und Gesamtwiderstände in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit für einen Abflug, der infolge starker Heckbenetzung nur bei Wind möglich ist.

- a) S ohne Wind, c) W_{ges} ohne Wind,
- b) S bei Wind, d) W_{ges} bei Wind.

Der in Abschnitt III, 2 beschriebene Weg zur Berechnung eines Abfluges bei Windstille läßt sich sinngemäß auch auf einen Start bei einem Wind w anwenden, indem man bei der Bestimmung aller aerodynamischen Werte mit der Anblasgeschwindigkeit $v^* + w$ rechnet. Selbstverständlich erfolgt auch das Abheben nicht erst bei $v^* = v_a$, sondern bei $v^* = v_a - w$, so daß aus diesem weiteren Grunde auch solche Seeflugzeuge, die kurz vor dem Abheben einen starken zweiten Anstieg des Wasserwiderstandes infolge von starker Heckbenetzung zeigen (Bild 6), bei Wind höhere Abfluggewichte als bei Windstille erreichen.

IV. Näherungsverfahren für die Umrechnung von Abflugzeiten und -wegen.

1. Allgemeines.

Die im vorhergehenden Abschnitt III kurz beschriebenen Methoden zur Vorausberechnung der Abflugeleistungen bei Normalluftwichte und bei verschiedenen Winden auf Grund von Modellmessungen sind als Grundlagen für neue Entwürfe erforderlich und ihre Endergebnisse stimmen je nach dem Umfange der bei ihrer Anwendung berücksichtigten Feinheiten (z. B. Maßstabeinfluß [6]) mit der Wirklichkeit gut überein. Derartige Rechnungen kommen aber wegen ihres großen Umfanges nicht in Betracht, wenn es sich bei der Flugprobe eines neuen Modells darum handelt, beim Vergleich verschiedener erfolglicher und berechneter Abflugeleistungen, etwa zur Untersuchung von Änderungseinflüssen, die jeweiligen Einflüsse des Wetters zu eliminieren. Hier kommt außer dem von R. Schmidt [7] entwickelten Verfahren zur Umrechnung der Startleistungen von Seeflugzeugen, welches auf einer sehr ins einzelne reichenden Analyse des Startvorganges beruht und daher für noch erheblich weitergehende Untersuchungen gedacht ist, das im Folgenden beschriebene Näherungsverfahren in Betracht.

Es beruht auf der stark idealisierenden Annahme, daß ein Seeflugzeug über den ganzen Abflugbereich konstanten Schubüberschuß besitze und damit eine konstante Beschleunigung erfahre. Ferner wird von sämtlichen tatsächlich auftretenden Einflüssen nur berücksichtigt die Änderung der Abhebegeschwindigkeit gegen Wasser infolge von Luftwichte- und Windänderungen sowie die Änderung des

Schubüberschusses $S - W_{ges}$, also der beschleunigenden Kraft durch die Änderung des mittleren Schraubenschubes. Die Änderung der Widerstände bleibt aber unberücksichtigt. Wie die in Abschnitt V gezeigte Gegenüberstellung von Startrechnungen mit Ergebnissen von Startversuchen zeigt, sind in der Tat die Änderungen der Widerstände infolge von Wind nicht so hoch wie bisher immer angenommen wurde. Vielmehr scheinen die Widerstandsbeiträge von Schwimmwerken bei stärker bewegten Wasseroberflächen höher zu liegen als bei dem günstigsten Fall der ganz geringen Wellenbewegung. Solange man sich nicht zu nahe an der Grenze der Startfähigkeit überhaupt befindet, arbeitet das Verfahren, wie die Versuchsergebnisse zeigen, sehr befriedigend. Die Beschleunigung in dem Bereich vor dem Abheben besitzt im allgemeinen gerade etwa den Mittelwert der Beschleunigung über den gesamten Abflugvorgang, so daß Änderungen der Abflugzeiten und -wege infolge Änderungen der Abhebegeschwindigkeiten v_a^* mit der Annahme der mittleren als einer konstanten, beschleunigenden Kraft durch dieses Näherungsverfahren gut wiedergegeben werden.

2. Ableitung der Formeln für die Umrechnung von Startzeiten.

Zunächst wird die Startzeit t an einem beliebigen Versuchstage berechnet, der durch die Luftwichte γ und die Windgeschwindigkeit w gekennzeichnet sei. Mit der als Grundlage des Näherungsverfahrens getroffenen Annahme konstanten Schubüberschusses $P = S - W_{ges}$ über den gesamten Startbereich vereinfacht sich die Gleichung (2) in Abschnitt III, 2 zu

$$t = \frac{G}{g} \int_{v^*=0}^{v_a^*} \frac{dv^*}{S - W_{ges}} = \frac{G \cdot v_a^*}{g \cdot P} \quad (4)$$

Beschleunigt werden muß bis zu der Geschwindigkeit gegen

Wasser $v_a^* = v_a - w$, worin laut (1) $v_a = v_{ao} \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}}$.

Damit wird

$$t = \frac{G \left(v_{ao} \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}} - w \right)}{g \cdot P} \dots \dots \dots (5)$$

und

$$P = \frac{G \left(v_{ao} \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}} - w \right)}{g \cdot t} \dots \dots \dots (5a)$$

Entsprechend ergibt sich für den Normalstart bei Windstille und Luftwichte $\gamma_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ und dem hiermit gegenüber dem oben angenommenen Versuchstage um $\Delta S = S - S_0$ geänderten, mittleren Schub die Startzeit zu

$$t_0 = \frac{G \cdot v_{ao}}{g (P - \Delta S)} \dots \dots \dots (6)$$

Wir bilden nun das Startzeitenverhältnis

$$\frac{t}{t_0} = \frac{\left(v_{ao} \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}} - w \right) \left(P - \Delta S \right)}{v_{ao} P}$$

Durch Einsetzen von (5a) erhält man

$$\frac{t}{t_0} = \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}} \cdot \frac{w}{v_{ao}} - \frac{\Delta S \cdot t \cdot g}{G \cdot v_{ao}^2} \dots \dots \dots (7)$$

sowie die Normaltagstartzeit

$$t_0 = \frac{t}{\sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}} - \frac{w}{v_{ao}} - \frac{\Delta S \cdot t \cdot g}{G \cdot v_{ao}^2}} \text{ [s]} \dots \dots \dots (7a)$$

zur Umrechnung von Startmessungen.

Will man von einer bekannten Normaltagstartzeit auf andere beliebige Zustände umrechnen, so muß man die analog abgeleitete Formel

$$\frac{t}{t_0} = \frac{\sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}} - \frac{w}{v_{ao}}}{1 + \frac{\Delta S \cdot t_0 \cdot g}{G \cdot v_{ao}^2}} \dots \dots \dots (8)$$

benutzen.

3. Die Formeln für die Umrechnung von Startwegen.

Führt man die gleiche Annahme konstanten Schubüberschusses $P = S - W_{ges}$ in Gleichung (3) ein, so erhält man die Formel:

$$\frac{s}{s_0} = \frac{\gamma_0}{\gamma} - 2 \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma} \cdot \frac{w}{v_{ao}} + \frac{w^2}{v_{ao}^2}} + 2 \frac{\Delta S \cdot s \cdot g}{G \cdot v_{ao}^2} \dots \dots \dots (9)$$

zur Umrechnung von Startmessungen und die Formel:

$$\frac{s}{s_0} = \frac{\left(\sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}} - \frac{w}{v_{ao}} \right)^2}{1 + \frac{2 \Delta S \cdot s_0 \cdot g}{G \cdot v_{ao}^2}} \dots \dots \dots (10)$$

für die Umrechnung von Normaltag und Windstille auf beliebige Zustände.

4. Benutzung des Näherungsverfahrens zur Ermittlung von Änderungen des mittleren Schraubenschubes oder der mittleren Widerstände aus Vergleichsmessungen.

Da sich die mit Gleichung (4) und (6) gegebenen, näherungsweise Beziehungen gut dazu eignen, die im Rahmen einer Starterprobung gelegentlich auftretende Frage nach der Größe einer Schubänderung infolge einer Änderung am Triebwerk bzw. nach einer Widerstandsänderung infolge einer Zellenänderung durch die Auswertung von Vergleichstarts zu beantworten, sei in diesem Zusammenhang auf die

dafür erforderliche Umformung hingewiesen. Hat man aus Messungen und Umrechnungen die Startzeiten für Windstille und Luftwichte $\gamma_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ zu t_{01} und t_{02} für die zu vergleichenden Flugzeugzustände $\ast 1$ und $\ast 2$ ermittelt, so ist die ursächliche, mittlere Schub- bzw. Widerstandsänderung:

$$\text{Kraftänderung} = \frac{G \cdot v_{ao}}{g} \left(\frac{1}{t_{01}} - \frac{1}{t_{02}} \right) \dots \dots \dots (11)$$

V. Zur Durchführung von Startmessungen und ihrer Auswertungen.

Die gleichmäßigsten und damit für die Auswertung besten Ergebnisse bei Startmessungen erhält man, wenn man diese bei mittleren Winden von 3 bis 6 m/s vornimmt. Während aus solchen Messungen auf Windstille umgerechnete Werte meist gut übereinstimmen, pflegen bei Windstille selbst gemessene Werte stark zu streuen und im Mittel höher zu liegen, was daran liegt, daß bei Glattwasser die widerstandsvermindernden Strömungsablösungen am Schwimmwerk stärker als bei leicht unruhiger Wasseroberfläche vom Zufall abhängen und daher im Mittel später erfolgen. Ist nun, wie es gelegentlich nach schnellem Abflauen von Wind auftritt, mit Windstille noch eine geringe Wellenbewegung verbunden, so stimmen bei einem solchen Zustand gemessene Startleistungen auch sehr genau mit aus anderen Messungen auf Windstille umgerechneten Werten überein. Bei der Angabe von auf Windstille bezogenen Startleistungen von Seeflugzeugen empfiehlt sich daher der Ausschluß des Glattwasserfalles.

Zur Vermessung von Startweg und -zeit gehören zwecks sicherer Mittelwertbildung drei bis vier Starts. Bei ihrer Durchführung ist auf möglichst niedrige und vor allem gleiche Treibgeschwindigkeit vor dem Gasgeben sowie auf möglichst gleiche Anstellwinkel, besonders beim Abheben, zu achten.

Während die Zeitmessung mit einer Stoppuhr sehr einfach ist, bedeutet die Wegmessung mit einem Log oder einer Startmeßkammer meist einigen Aufwand, bei letzterer besonders das Auswerten. Zur Feststellung des Startweges wird man sich daher gerne auf die Vermessung eines Startes beschränken; man kann dann trotzdem auf den zum Startzeitmittelwert gehörigen Startwegmittelwert schließen. Aus den sich im Sinne der Gleichungen (2) und (3) ergebenden Beziehungen

$$t = \frac{G \cdot v_a^2}{g \cdot P} \text{ und } s = \frac{G \cdot v_a^2 \cdot t}{2 \cdot g \cdot P}$$

für einen angenommenen Abflug bei konstanter Beschleunigung läßt sich für eine Startwegmittelwertbildung bei Voraussetzung konstanter Abhebegeschwindigkeit, die Formel

$$s_{\text{mittel}} = s \cdot \frac{t_{\text{mittel}}}{t} \dots \dots \dots (12)$$

ableiten, worin s die bei dem einen Start zugleich mit der Startzeit t gemessene Startstrecke und t_{mittel} der aus mehreren Starts bestimmte Startzeitmittelwert ist.

Die Windbestimmung macht man am besten bei abgestellten Motoren von Bord aus. Bei stärkeren Winden bewähren sich Schalenkreuzanemometer, bei kleinen Winden benutzt man besser Papierschnitzel, die man in die Luft wirft und deren Weg in einer Sekunde man am Flugzeug abmißt.

Die in die Umrechnungsformeln eingehende Abhebegeschwindigkeit v_{ao} bei Normaltag kann bei den Versuchen selbst gemessen oder auf Grund anderweitiger Messungen oder Rechnungen nach der Formel

$$\frac{v_{ao}}{v_a} = \sqrt{\frac{G_0}{G} \cdot \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot \frac{c_n}{c_{n0}}} \dots \dots \dots (13)$$

berechnet sein.

Für die Fälle, in denen die Änderungen der Schraubenschübe mit Luftwichteänderungen nicht gemessen werden, seien hier einige Faustformeln für neuzeitliche Triebwerke mit Verstellschrauben angegeben. Ist der mittlere Schrau-

bezeichnet S_0 für Normalluftwichte bekannt, so beträgt die Schubänderung [8] für Motoren ohne Lader

$$\Delta S = S - S_0 \approx S_0 \left(\frac{\gamma}{\gamma_0} - 1 \right) \dots (14)$$

und für Motoren mit Lader

$$\Delta S = S - S_0 \approx S_0 \left[\left(\frac{p}{p_0} \right)^{1/2} \cdot \left(\frac{T_0}{T} \right)^{3/4} - 1 \right] \dots (15)$$

Ist ferner auch der mittlere Schraubenschub S_0 am Normaltag, für welchen hier der Schraubenschub bei der halben Abhebegeschwindigkeit $v_{0.5}$ gegen Luft eingesetzt werden soll, unbekannt, so läßt sich dieser mit ausreichender Genauigkeit nach Hueber [9] bestimmen. Mit z = Blattzahl, l = Blattbreite bei $0,7 \frac{D}{2}$, D = Schraubendurchmesser berechnet man das Blattbreitenverhältnis $\frac{z \cdot l}{D}$ und mit N = Leistung in

PS, $\rho = \frac{\gamma}{g}$ = Luftdichte, U = Umfangsgeschwindigkeit und F_p = Schraubenkreisfläche die Leistungszahl k_L . In Bild 7 findet man zu diesen Werten den Standschub $S'_{v=0}$ der freifahrenden Schraube. Nach Berücksichtigung des Einbauwirkungsgrades η_e aus Bild 8 liest man mit dem wirklichen Standschub

$$S_{v=0} = \eta_e \cdot S'_{v=0}$$

aus Bild 9 den gesuchten Schub S_0 für die halbe Abhebegeschwindigkeit ab.

VI. Ergebnisse von Abflugzeitmessungen zur Nachprüfung des Umrechnungsverfahrens.

Zur Nachprüfung der in dieser Arbeit angegebenen Formeln (7) bis (10) wurden zahlreiche Abflugmessungen mit einem Flugboot mittlerer Größe bei einem konstanten Fluggewicht von 13,5 t₀ und stets gleichem Zustand von Klappen und Triebwerken bei verschiedenen Luftwichten und Winden durchgeführt und nach den obengenannten Formeln die Startzeit für Normalluftwichte und Windstille ermittelt. Zur Darstellung der Treffsicherheit der Umrechnung ist sodann von diesem Mittelwert ausgehend nach Formel (8) die Abhängigkeit der Startzeit von Luftwichte und Wind im Rahmen des bei Messungen vorkommenden Bereichs berechnet worden. In Bild 10 ist sodann diese Funktion in Abhängigkeit von der Luftwichte mit der Windgeschwindigkeit als Parameter zusammen mit den ursprüng-

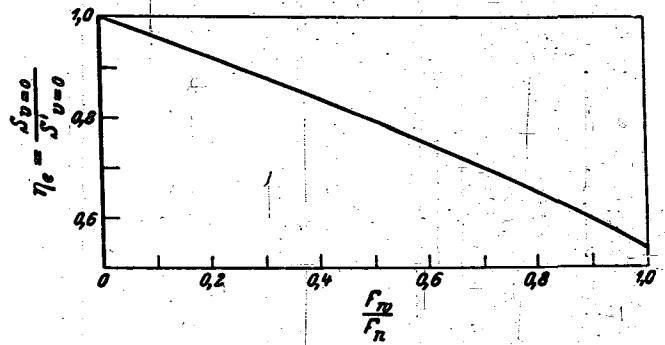


Bild 8. Einbauwirkungsgrad $\eta_e = \frac{S_{v=0}}{S'_{v=0}}$ als $f\left(\frac{F_p}{F_w}\right)$
 F_w = Flugzeugstirnfläche im Schraubenstrahl.
 F_p = Schraubenkreisfläche.

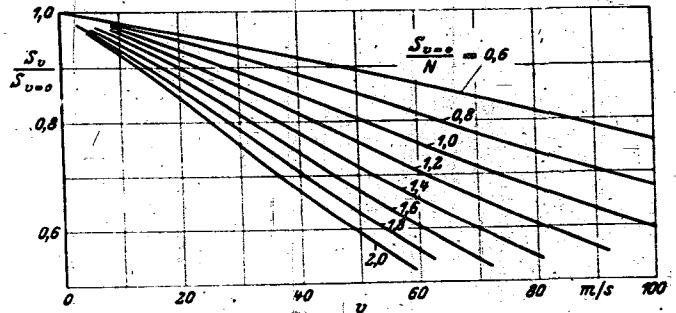


Bild 9. $\frac{S_{v=0}}{S'_{v=0}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit mit $\frac{S'_{v=0}}{N}$ als Parameter.

lichen Meßwerten eingetragen, so daß die Abweichungen der Meßpunkte von den jeweils zugehörigen Kurven konstanter Winde ein Maß für die Übereinstimmung des Ergebnisses der Näherungsrechnung mit der Wirklichkeit sind. Die Abweichungen sind als sehr gering zu bezeichnen und neben der guten Treffsicherheit der Umrechnung vor allem auch dem Umstand zuzuschreiben, daß sämtliche Meßwerte von demselben Flugzeugführer erfliegen sind, der sein besonderes Augenmerk auf gleichmäßige Durchführung der Abflüge hinsichtlich der Anstellwinkelverläufe richtete. Bei der weiteren Kritik der Meßpunkte ist noch zu beachten, daß die Windgeschwindigkeiten auf volle m/s abgerundet wurden, was in der Praxis wegen der üblichen Windschwankungen wohl allgemein gemacht werden muß.

VII. Gegenüberstellung der Berechnungsergebnisse über den Windeinfluß auf die Startzeit aus ausführlichen Rechnungen auf Grund von Modellversuchen und nach dem Näherungsverfahren auf Grund von Startmessungen.

Nach dem in Abschnitt III über den Abflug von Seeflugzeugen bei verschiedenen Winden und Luftwichten beschriebenen Rechnungsgang wurde für das gleiche Flugboot, mit dem die Startmessungen durchgeführt wurden, auf Grund vorhandener aerodynamischer und hydrodynamischer Modellmessungen je ein Abflug bei Normalluftwichte für Windstille und für 8 m/s Wind berechnet. Bei der Berechnung der aerodynamischen Auftriebe wurde die auftriebserhöhende Wirkung des Schraubenstrahls und des Bodeneinflusses berücksichtigt. Die hydrodynamischen Modellergebnisse wurden allein nach dem Froudeschen Ähnlichkeitsgesetz übertragen. Der zugrunde gelegte Anstellwinkelverlauf während des Startes entspricht den optimal erreichbaren Werten. Die als Ergebnis der Rechnungen gewonnenen Schaubilder der Kehrwerte der Beschleunigungen $\frac{G}{g(S - W_{ges})}$ als $f(v^*)$ sind in Bild 11 aufgetragen.

Die Flächenausmessung ergibt 34,6 s Startzeit für Windstille und 22,1 s Startzeit für den Start bei 8 m/s Wind. Aus den Abflugmessungen ergab sich für Normalluftwichte

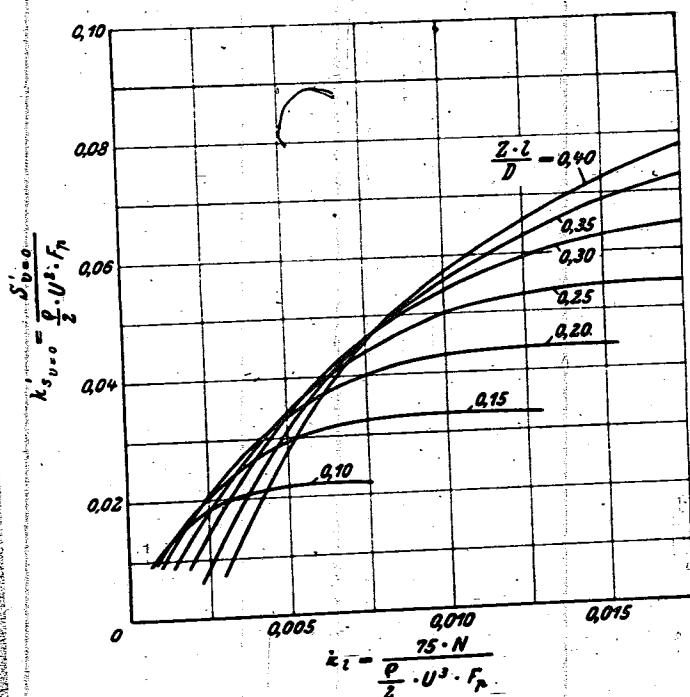


Bild 7. $k_{L,v=0}$ als $f(k)$ für verschiedene Blattbreitenverhältnisse.

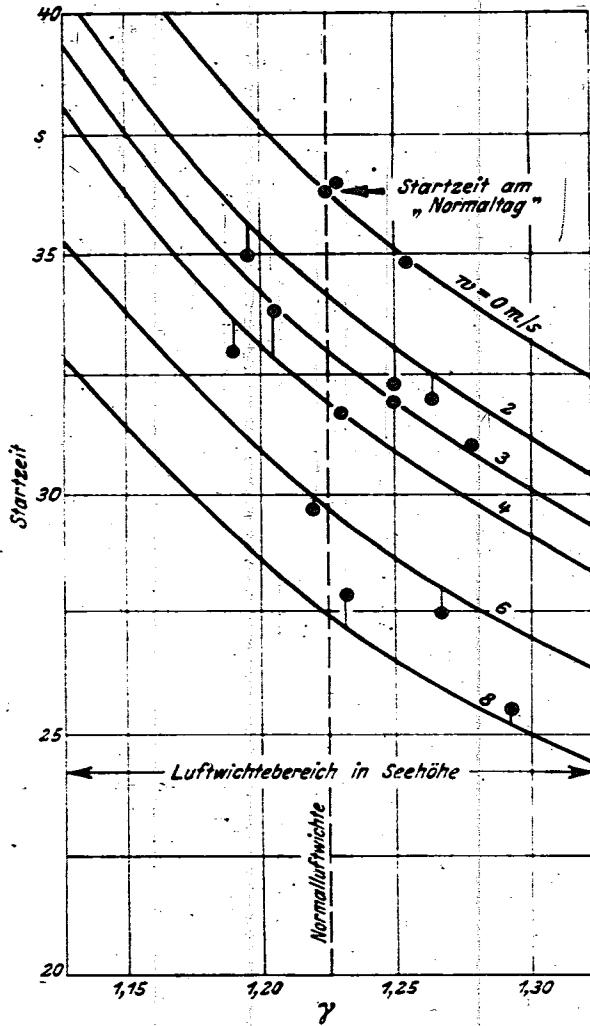


Bild 10. Startzeiten eines 13,5-to-Flugbootes in Abhängigkeit von Luftwichte und Wind. Ausgezogene Kurven nach Näherungsverfahren gerechnet. Meßpunkte aus je drei bis vier Starts erfolgen.

und Windstille eine Startzeit von 36,3 s und für 8 m/s Wind, in Übereinstimmung mit der Umrechnung nach dem Näherungsverfahren bis auf 0,4 s, eine Startzeit von 27,5 s. Während die Abweichung der Messung bei Windstille um knapp 2 s von der Rechnung nach Modellergebnissen als sehr gute Übereinstimmung zu werten ist, da die tatsächliche Startzeit etwas größer sein muß als die optimale, ergibt die Modellrechnung für den Start bei Wind viel zu kleine Werte, während das Näherungsverfahren richtig umrechnet. Da die Errechnung der aerodynamischen Werte in beiden Fällen als gleich sicher anzusehen ist, muß die Abweichung zwischen Rechnung und Wirklichkeit daran liegen, daß die bisher allgemein getroffene Annahme von der Wellenbewegung unabhängiger hydrodynamischer Gleitzahlen bereits bei einem solchen Wellengang unzulässig ist, wie er auf kleineren Wasserflächen bei 8 m/s Wind auftritt. Die beim Näherungsverfahren vernachlässigte Widerstandsverminderung infolge des Windes scheint sich mit dieser Widerstandserhöhung infolge der Wellen gerade auszugleichen.

VIII. Zusammenfassung.

Der Vergleich verschiedener Flugzeugmuster und verschiedener Flugzeugzustände in bezug auf ihre Startzeiten und -wege wird bei Startmessungen durch den erheblichen Einfluß von Luftwichteänderungen und Windgeschwindigkeiten erschwert. Die Erfassung dieser Einflüsse durch die bei Entwurfsrechnungen auf Grund von Modellmessungen üblichen Rechenverfahren ist grundsätzlich möglich, für die Auswertung von Startmessungen jedoch zu umständlich.

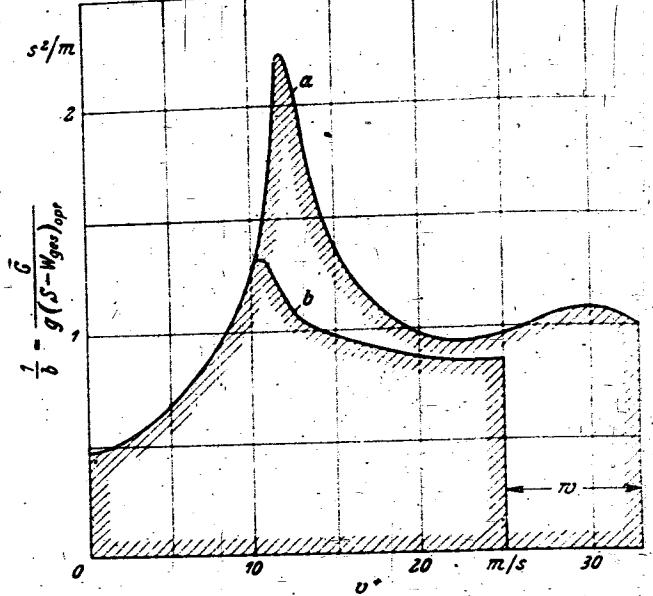


Bild 11. Nach Modellmessungen gerechnete Beschleunigungswerte in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit für ein 13,5-to-Flugboot für einen Start bei Windstille und einen Start bei 8 m/s Wind.

a) $\frac{1}{b} = \frac{G}{g(S - W_{\text{st}}^2)}$ für Windstille,
 b) $\frac{1}{b} = \frac{G}{g(S - W_{\text{st}}^2)}$ für 8 m/s Wind
 für Windstille bestimmte Startzeit 34,9 s.
 für 8 m/s Wind bestimmte Startzeit 22,1 s.

Für den Gebrauch bei diesen wird mit den Formeln (7) bis (10) in Abschnitt IV ein Näherungsverfahren für die Umrechnung von Startmessungen gegeben, welches auf einer Idealisierung des Startvorganges beruht. Die mit einem 13,5-to-Flugboot im vollen Bereich üblicher Luftwichten und Windgeschwindigkeiten durchgeführten Startzeitmessungen bestätigen die Treffsicherheit der Umrechnungsformeln. Eine Vergleichsrechnung nach Modellergebnissen ergibt, daß die im Tank gemessenen hydrodynamischen Gleitzahlen mit denen der Großausführung bei geringer Wellenbewegung gut übereinstimmen, bei stärkerer Wellenbewegung jedoch offensichtlich zu kleine Widerstände für die Großausführung ergeben.

IX. Schrifttum.

- [1] Sottorf, Analyse experimenteller Untersuchungen über den Gleitvorgang an der Wasseroberfläche. Jahrbuch 1937 der Deutschen Luftfahrtforschung S. 1, 320.
- [2] Sottorf: Vollständige Ergebnisse des DVL-Einheitsschwimmers. Unveröffentlichte Berichte.
- [3] Sottorf: Systematische Modelluntersuchungen über den tauchstampffreien Bereich des DVL-Einheitsschwimmers. Jahrbuch 1942 der Deutschen Luftfahrtforschung.
- [4] Lechner, Tauchstampfversuche an Seeflugzeugen. Jahrbuch 1942 der Deutschen Luftfahrtforschung.
- [5] Full/Freise, Der DVL-Längsneigungssteuerzeiger, ein Hilfsmittel für den Start von Seeflugzeugen. Jahrbuch 1942 der Deutschen Luftfahrtforschung.
- [6] Sottorf, Neues Verfahren der Übertragung des Modellwiderstandes eines Gleitfahrzeuges auf die Hauptausführung. Luftfahrtforschung Bd. 16, (1939), Lieferung 8.
- [7] R. Schmidt, Die Umrechnung der Startleistungen von Seeflugzeugen mit Hilfe einer Analyse der Startwiderstandskurve. Jahrbuch 1940 der Deutschen Luftfahrtforschung. S. 1, 622.
- [8] Ribnitz, Umrechnungsverfahren für Start- und Landewege. Unveröffentlichter Bericht.
- [9] Hueber, Zur übersichtlichen Ermittlung des Propellerschubverlaufs bei kleinen Fortschrittsgraden. Unveröffentlichter Bericht.

Ein Beitrag zur Aerodynamik des Rumpfes*).

Von R. Kosin und W. Lehmann.

Bericht der Arado Flugzeugwerke G. m. b. H., Brandenburg/H.

Der Widerstand des Rumpfes — Einfluß der Form und der Interferenz mit Leitwerken und Bomben — wird an Hand von Windkanalversuchen angegeben. Ferner wird ein Verfahren gezeigt, den Längsmomenteneinfluß des Rumpfes — Neutralpunktverschiebung — durch Interpolation einer größeren Reihe von Versuchen abzuschätzen.

Gliederung.

- I. Einleitung.
- II. Das Widerstandsproblem des einfachen Rumpfes.
- III. Der Interferenzeinfluß des Rumpfes.
- IV. Der Rumpf- bzw. Motorgoneinfluß auf die statische Längsstabilität.

I. Einleitung.

Der Rumpf der heutigen Normalflugzeuge stellt mit einem Widerstandsanteil von 25 bis 35% einen recht beträchtlichen und ungefähr ebenso großen Faktor im Leistungshaushalt des Flugzeuges dar wie der Tragflügel. Auch im Momentengleichgewicht spielt er eine bedeutende Rolle.

Trotzdem ist im Gegensatz zum Tragflügel die Zahl der Versuche und theoretischen Arbeiten, die das Verhalten des Rumpfes behandeln, außerordentlich klein, ja verschwindend.

Die große Zahl der Versuche auf dem Gebiet des Tragflügels hat dazu geführt, daß man die günstigsten Formen ziemlich genau kennt und auch einhält. »Das Profil ist sakrosankt«. Im Gegensatz dazu herrscht bei einem Rumpf große Willkür der Formen, deren Einfluß sehr selten genau bekannt ist. Aufgabe der folgenden Arbeit ist es, einen Beitrag zur Erweiterung unserer Kenntnisse auf diesem Gebiet zu liefern.

II. Das Widerstandsproblem des einfachen Rumpfes.

Auf Bild 1 ist eine Reihe von Rumpfformen dargestellt, deren Widerstände auf den Hauptspant bezogen in Bild 2, auf die Oberfläche bezogen in Bild 3 dargestellt sind.

* P 31.

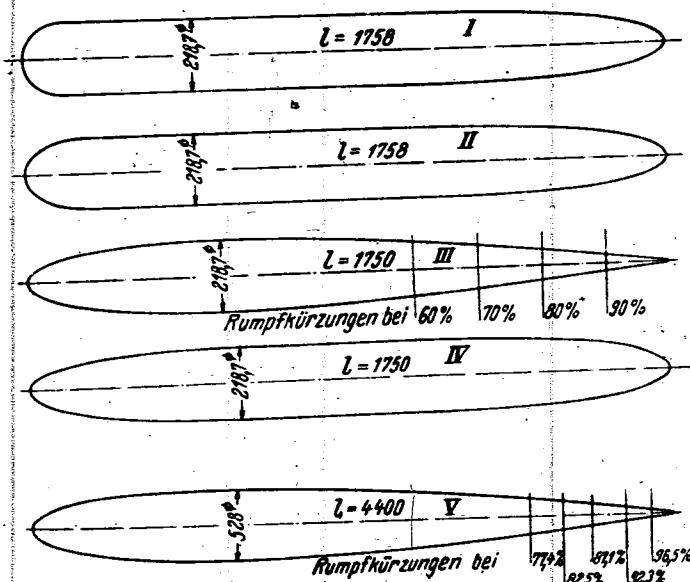


Bild 1. Untersuchte Rumpfformen.

Man sieht aus den Ergebnissen, daß bei Formen von Rumpfvorderteilen, wie sie üblich sind, ohne Rücksicht auf die Oberflächenglätte schon bei sehr kleinen Re -Zahlen turbulente Reibung auftritt, daß bei Re -Zahlen von 1 bis $2 \cdot 10^7$ auch der »optimale« Strömungskörper schon vollturbulente Reibung zeigt und daß nur beim »Optimal« Körper bis zum Gebiet der Reynoldszahlen von $\sim 6 \cdot 10^6$ Teillaminarität herrscht. — Vom Rumpf mit rohrförmigem Leitwerksträger soll hier abgesehen werden.

Der Schluß, den der Flugzeugbauer aus den vorstehend mitgeteilten Meßergebnissen zu ziehen hat, ist folgender:

- 1. Ist für einen Rumpf die Hauptspantgröße gegeben, das Volumen — vor allem im Rumpfhinterteil — aber

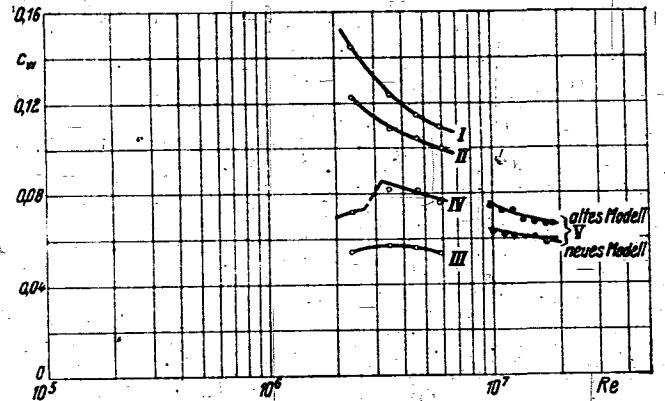


Bild 2. Widerstandsbeiwerte der Rumpfe auf die Stirnfläche bezogen.

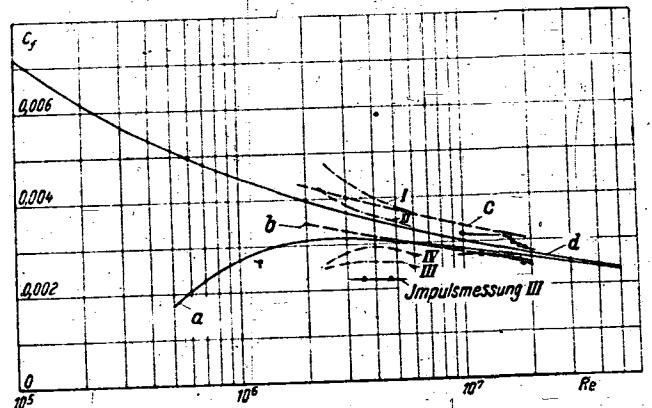


Bild 3. Widerstandsbeiwerte der Rumpfe auf die Oberfläche bezogen.

- J 1282 Göttingen:
 - Rumpfmmodell I
 - · · · · II
 - · · · · III
 - · · · · IV
 - DVL-Messung:
 - o Rumpfmmodell V
 - o neue Messung
 - x ältere
- $d/l = 12,5\%$
 $d/l = 12\%$
- a) $c_f = (\log Re)^{0,55}$ Re
 - b) c_f Glas $0,455$
 - c) $c_f = (\log Re)^{0,55}$ Re
 - d) c_f $6 \times$ zellonierter Stoff.

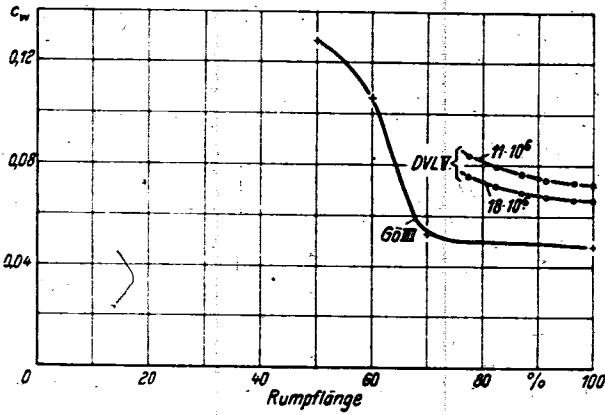


Bild 4. Widerstandsbeiwert der gekürzten Rumpfe auf die Stirnfläche bezogen.

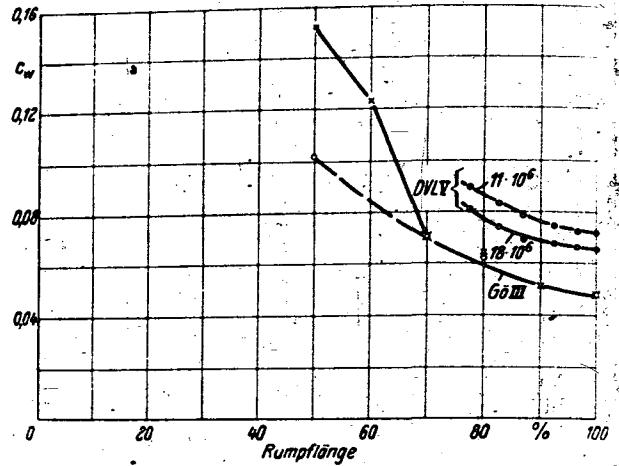


Bild 5. Widerstandsbeiwert der gekürzten Rumpfe mit Berücksichtigung des Reibungswiderstandes des abgeschnittenen Rumpfstückes.

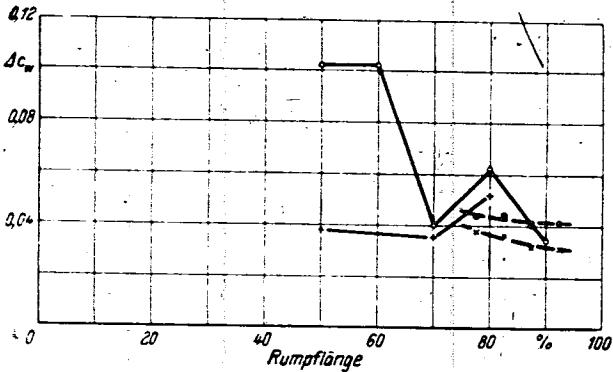


Bild 6. Widerstandszuwachs durch Rumpfkürzung bezogen auf den Endspant.

- Gö. ohne Kugelkalotte } $Re\ 4,9 \cdot 10^4$
- mit } $Re\ 18 \cdot 10^4$
- × DVL ohne Kugelkalotte } $Re\ 11 \cdot 10^4$
- } $Re\ 11 \cdot 10^4$

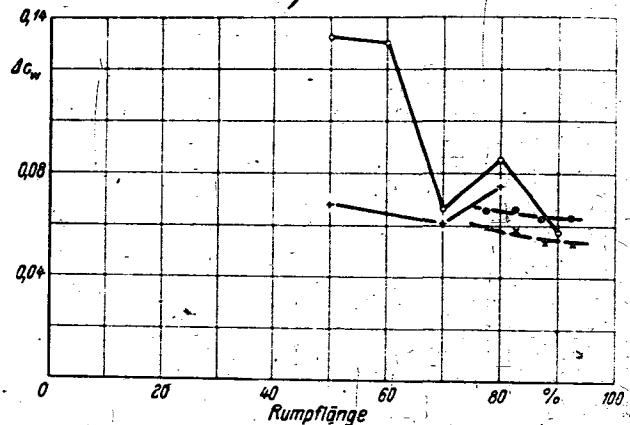


Bild 7. Widerstandszuwachs durch Rumpfkürzung bezogen auf den Endspant mit Berücksichtigung der Reibung der abgeschnittenen Oberfläche.

- Gö. ohne Kugelkalotte } $Re\ 4,9 \cdot 10^4$
- + mit } $Re\ 18 \cdot 10^4$
- × DVL ohne Kugelkalotte } $Re\ 11 \cdot 10^4$
- } $Re\ 11 \cdot 10^4$

nicht von Bedeutung, dann ist der reine »Tropfen« der beste Körper, s. Bild 2, und zwar im wesentlichen auf Grund seiner kleinen Oberfläche, s. Bild 3,

2. ist bei einem Rumpf das Volumen (im Hinterteil) von bedeutendem Interesse, dann ist es zweckmäßig, einen völligen Körper zu bauen, s. Bild 2. Auf Bild 2 muß man die Körper III und IV aus der Betrachtung lassen, da sie infolge zu kleiner Re -Zahl (teil-)laminar sind.

Da bei unseren Flugzeugrumpfen selten so große Volligkeiten wie bei I und II gebraucht werden, eine gewisse Rumpfdicke am Heck zum Einbau einer Waffe usw. aber oft notwendig ist, wurden die beiden Tropfenkörper III und V durch Abschneiden gekürzt und die Widerstände gemessen. Dabei war einmal das Heck scharfkantig abgehackt, das andere Mal war ein halbkugeliger Abfluß geschaffen. Über die Widerstandsverminderung durch das Kugelheck darf man sich insofern nicht täuschen, da diese nur bei vollkommen ungestörter Grenzschicht möglich ist. Die Widerstandsänderung der Körper durch die Kürzung ist auf Bild 4 dargestellt.

Das zunächst überraschende Ergebnis ist, daß der Widerstand bei geringen Kürzungen kaum zunimmt, d. h. daß man einen Rumpf noch sehr gut mit einem ziemlich stumpfen Heck bauen kann.

Das Ergebnis ist allerdings insofern täuschend, als die Aufgabe fast nie lautet: »Von einem Rumpf ist ein bestimmter Betrag abzuschneiden«, sondern: »die Länge ist gegeben, wie verhält sich der Widerstand bei verschiedenen Heckformen?« Es ist deshalb eine (erste) Korrektur so vorgenommen, daß der Reibungswiderstand des fehlenden Stückes zum gemessenen Widerstandsbeiwert zugeschlagen worden ist. Das Ergebnis ist in Bild 5 dargestellt.

Bezieht man den Widerstandszuwachs durch das stumpfe Heck nach Bild 5 auf den Endspant, dann müßte der Widerstandsbeiwert ungefähr gleich der Druckänderung also auch ungefähr gleich dem Unterdruck auf dem Heckspant sein. Das Ergebnis ist für die gemessenen Werte in Bild 6, für die korrigierten Werte in Bild 7 dargestellt. Die entsprechenden Druckverteilungen sind in Bild 8 abgebildet.

III. Der Interferenzeinfluß des Rumpfes.

Um die Frage des Interferenzwiderstandes des Rumpfes mit anderen Flugzeugbauteilen zu klären, wurde der 4,4 m lange Spindelrumpf mit Leitwerksstummeln von 12% Dicke versehen, s. Bild 9. Die Abmessungen sind dabei so gewählt, daß Re -Rumpf gleich $10 \times Re$ -Leitwerk ist. Das sich aus der Widerstandsdivergenz des Rumpfes mit und ohne Leitwerk ergebende c_{wp} der Leitwerke ist in Bild 10 eingetragen. Man erkennt, daß eine merkbare Interferenz nicht vorhanden sein kann, wenn man bedenkt, daß am Leitwerk praktisch volle Turbulenz herrschen muß.

Bildet man die Differenz von Rumpf + 3 Flossen und Rumpf + 2 Flossen, müßte man den Widerstand der Mittelflosse bekommen. Man sieht aus Bild 9, daß das so erhaltene c_w der Mittelflosse im Gegensatz zu »2 Flossen« über Re einen ganz anderen Charakter, den der Teillaminarität zeigt. Für die horizontale Flosse wird die Vorturbulenz durch die davorliegenden Rumpfräger erzeugt (s. Bild 11).

Eine ähnlich wichtige Frage ist die der Interferenz zwischen Bomben und Rumpf. Die Außenanhangung von Bomben hat große praktische Bedeutung, da die Bauausführung wesentlich einfacher als bei Bombenschächten ist.

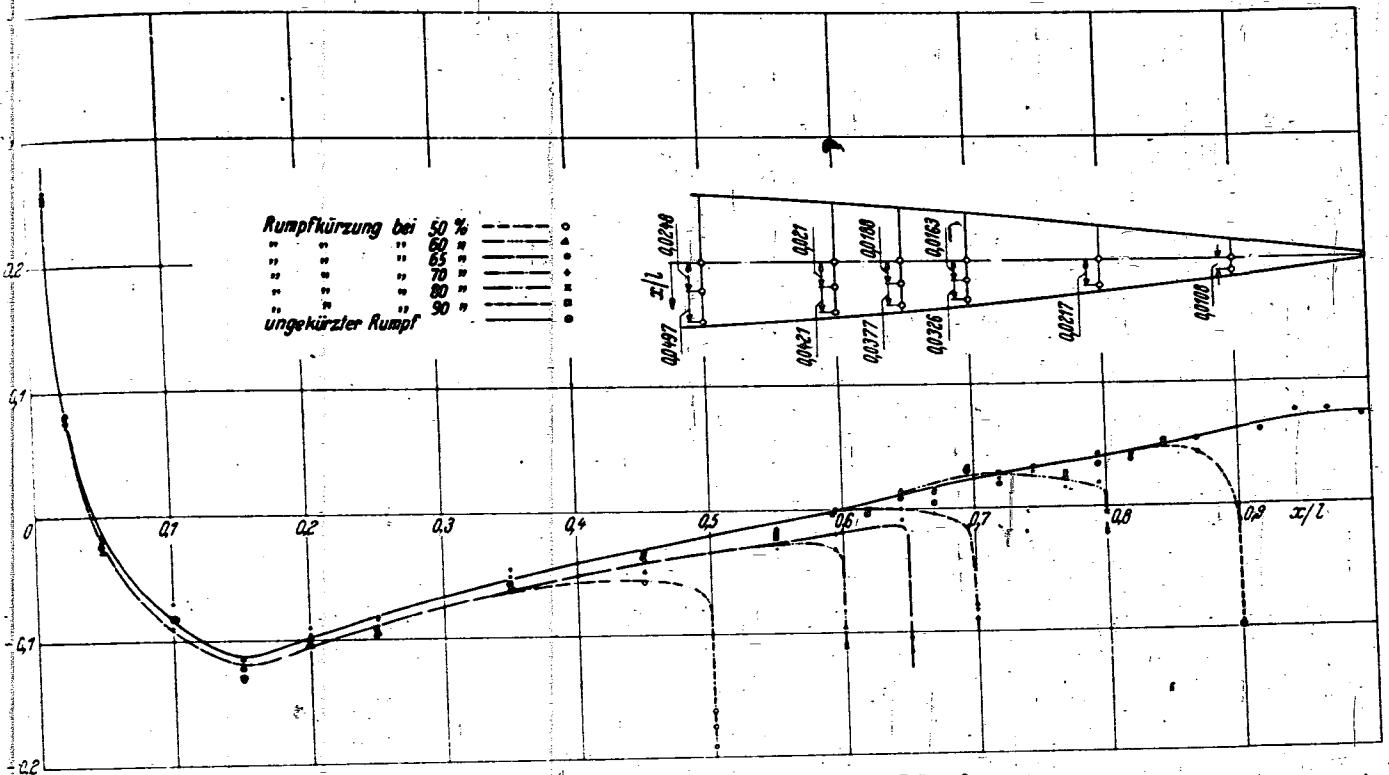


Bild 8. Druckverteilungen der gekürzten Rumpfe.

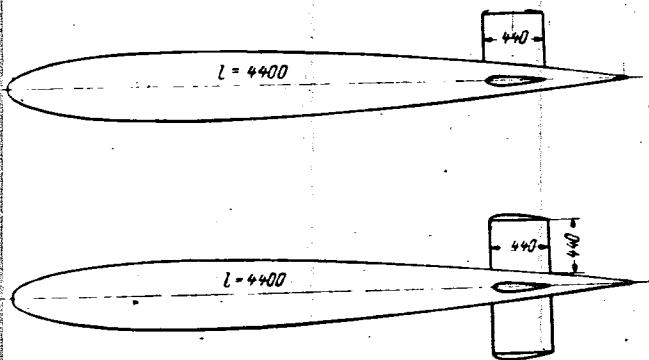


Bild 9. Leitwerksanordnung.

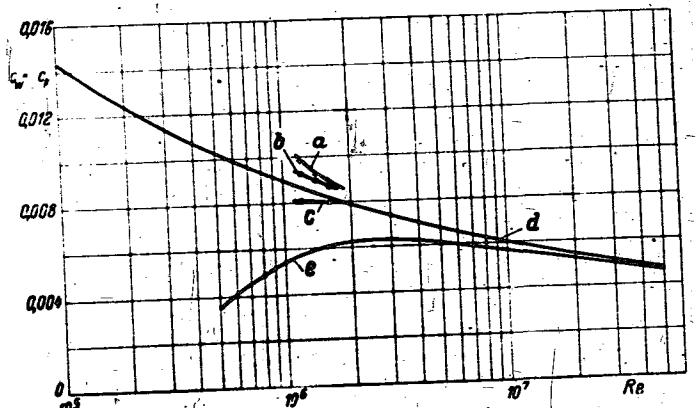


Bild 10. Widerstandsbeiwert der Leitwerke einschließlich Interferenzwiderstand.

- a) 2 Flossen
- b) 3 Flossen
- c) Mittelflosse
- d) $2 c_f = z \left(\frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} \right)$
- e) $2 c_f = z \left(\frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} - \frac{1700}{Re} \right)$

der Rumpfschnitt kleiner wird, was dem Gewicht und der Geschwindigkeit beim Flug ohne Bomben zugute kommt, man praktisch unabhängig von Bombenkalibern und seinen Wandlungen wird und fast alle Funktions-Störungsmöglichkeiten vermieden werden.

Die Versuche sollten einmal über den Einfluß der Entfernung der Bombe vom Rumpf Aufschluß geben. Der Bombenabstand wurde daher variiert, und zwar so, daß der Abstand der Bombenoberkante von der Rumpfunterkante $-0,5, 0, +0,5$ und $1,0$ Bombendurchmesser war.

Zum anderen sollten die Messungen Aufschluß über das Verhalten bei verschiedener Anordnung der Bomben zueinander geben. Es wurden deshalb die Fälle eine Bombe allein, zwei Bomben hintereinander und zwei Bomben nebeneinander untersucht.

Die Ergebnisse enthalten nicht den reinen Interferenzwiderstand, sondern noch den zusätzlichen Widerstand durch Streben, die sich dadurch ergeben, daß die Bombe an der Dse gehalten und außerdem noch an vier Punkten gestützt werden muß.

Bild 12 zeigt einige solcher Bombenaufhängungen.

Das Ergebnis der Messungen ist in Bild 13 dargestellt. Man sieht daraus, daß die Aufhängung der Bomben im Freien gar nicht ungünstig ist, zumal wenn man sie zum Teil in den Rumpf einzieht, damit der Winkel zwischen Bombe



Bild 11. Ansicht des Spindlrumpfes V mit Leitwerksanordnung.

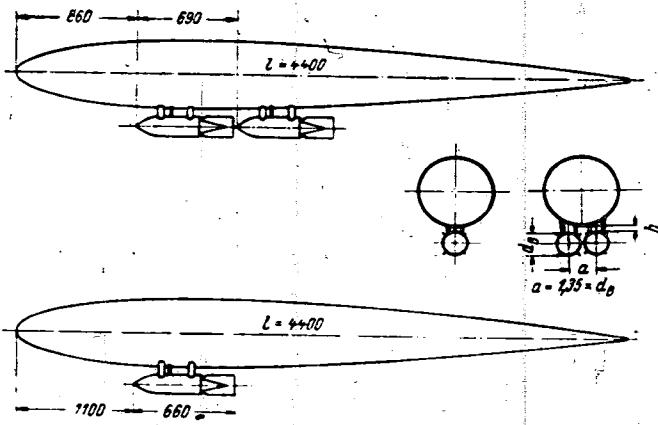


Bild 12. Bombenanordnung.

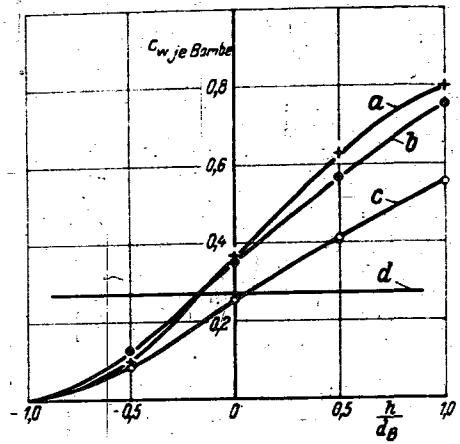


Bild 13. Bombenwiderstände.

Bombenanordnung am Rumpf | Re Bombe = $1,8 \cdot 10^6$
 | Re Rumpf = $1,8 \cdot 10^6$

- a) 2 Bomben nebeneinander
- b) 1 Bombe
- c) 2 Bomben hintereinander
- d) Bombe ohne Rumpfeinfluss

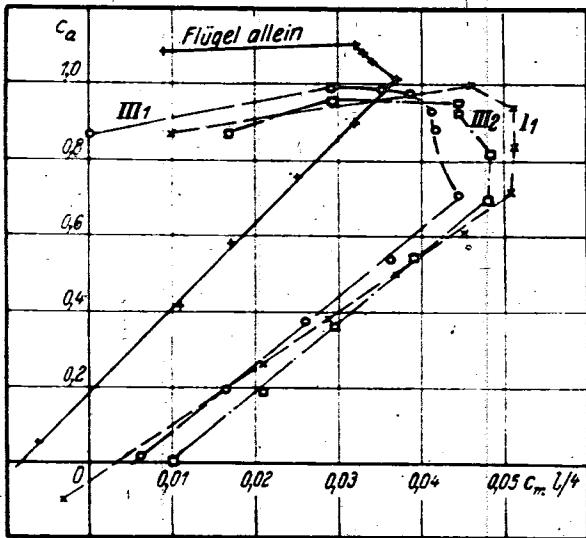


Bild 15a.

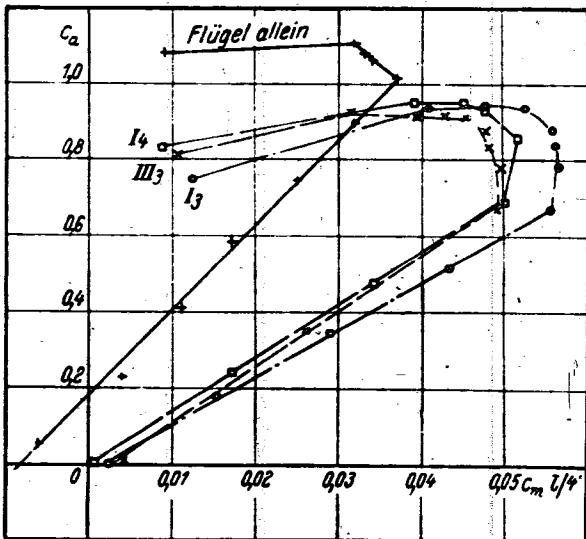


Bild 15b.

Bild 15 a, b. Momentenkurven der Rumpf-Flügel-Kombinationen.

	$\frac{dc_m}{dc_a}$		$\frac{dc_m}{dc_a}$
Flügel allein	0,045	Flügel allein	0,045
Komb. I 1	0,067	Komb. I 3	0,080
• III 1	0,056	• I 4	0,072
• III 2	0,054	• III 3	0,068

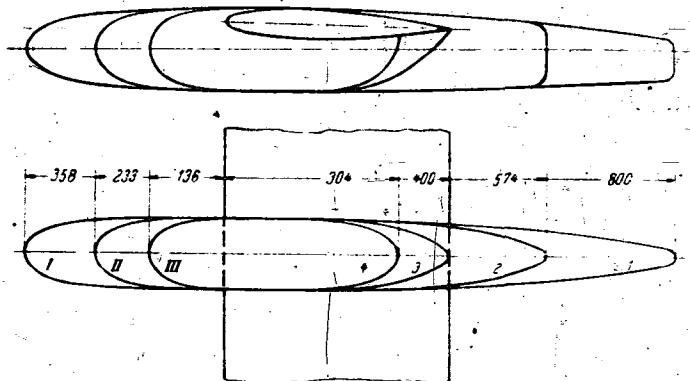


Bild 14. Übersicht des Rechteckflügels mit den Rumpfkörpern.

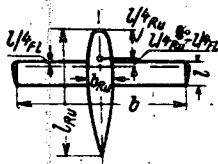
und Rumpf größer wird und die Aufhängung aus dem Luftstrom kommt.

IV. Der Rumpf- bzw. Motorgondel einfluß auf die statische Längsstabilität.

Neben dem Widerstandsproblem ist der Einfluß des Rumpfes auf die Stabilität von besonderer Bedeutung. Bei Flugzeugen, deren Rumpf und Motorgondel weit vor den Flügeln ragen, erhält man große Längsmomentenänderungen, die einen instabilisierenden Beitrag zum Momentenhaushalt des Flugzeuges liefern. Sie bestimmen wesentlich die Größe des Höhenleitwerks mit und müssen daher beim Entwurf schnell und genau bestimmt werden können.

An systematischen Untersuchungen, die man als Grundlage zur Abschätzung der Stabilitätsänderung durch einen Rumpf oder eine Motorgondel benutzen kann, standen die in den Göttinger Lieferungen Bd. 4 S. 95 und die im NACA Rep. 540 veröffentlichten Messungen zur Verfügung. Um diese Messungen zu erweitern, wurden von Arado Windkanalversuche an einem Rechteckflügel mit mehreren Rumpfkörpern durchgeführt. Dabei wurden an ein festes Gondelmittelstück verschieden lange Gondelnasen und Schwanzstücke angesetzt, deren Formen aus Bild 14 ersichtlich sind. In Bild 15 sind für einige Kombinationen die $c_a - c_m$ -Kurven dargestellt. Man sieht, daß man bei der Kombination Rumpf-Flügel genau wie beim Flügel allein einen eindeutigen Neutralpunkt erhält, der sich um einen gewissen Betrag vor dem Neutralpunkt des Flügels allein unterscheidet. Man kann daher ansetzen, daß sich die Neutralpunktlage der Kombination additiv aus dem Flügelneutralpunkt und dieser Neutralpunktverschiebung zusammensetzt:

$$\frac{dc_m}{dc_a \text{ ges.}} = \frac{dc_m}{dc_a \text{ Fl}} + \Delta \frac{dc_m}{dc_a \text{ Ru}}, \text{ wobei } \Delta \frac{dc_m}{dc_a \text{ Ru}}$$



$$\Delta \frac{d c_m}{d c_{a Ru}} = \frac{b_{Ru} \cdot l_{Ru}}{b \cdot l} \cdot f \left(\frac{l/4_{Ru} \div l/4_{Fl}}{l} \right)$$

und die zur Verfügung stehenden Messungen daraufhin ausgewertet. Diese Auftragung zeigt eine lineare Zunahme der Neutralpunktverschiebung über der Rumpfvorlage, s. Bild 16. Die Streuung der Meßpunkte ist gering; insbesondere fügen sich auch die Meßpunkte, die aus Gesamtmodellen mit teilweise extremen Rumpfvorlagen gewonnen wurden, sehr gut in diese Kurve ein. Reicht die Gondel nur bis unter den Flügel bzw. bis zu dessen Hinterkante, so gilt die obere Kurve, für deren Aufstellung leider nur wenige Meßpunkte zur Verfügung standen. Die Länge der Gondel wurde dabei bis zur Flügelhinterkante gerechnet.

Sind daher die Rumpf- und Flügelabmessungen bekannt, so kann man die Neutralpunktwanderung ohne großen Rechenaufwand bestimmen. Die Genauigkeit des Verfahrens ist für den Flugzeugentwurf groß genug, wie aus folgender Zahlentafel ersichtlich ist, in der die aus Gesamtmodellmessungen erhaltenen Werte mit den nach dem Kurvenblatt angesetzten verglichen werden.

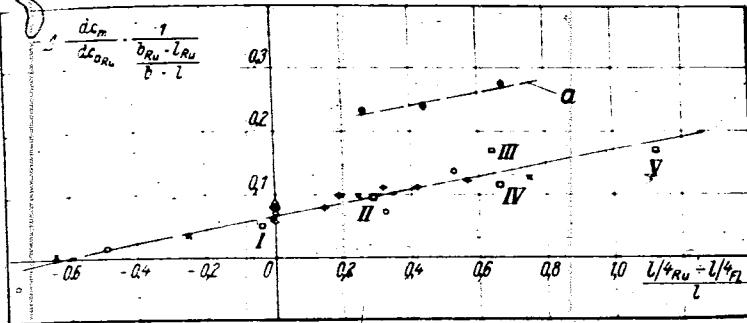


Bild 16. Neutralpunktverschiebung durch den Rumpf in Abhängigkeit von der Rumpflage.

- Arado Messung b. d. DVL. verschiedene Gondelformen
- Gött. Erz. IV S. 93. Verschiebung d. Flügels, eckiger Rumpf
- NACA Rep. 549. runder Rumpf
- NACA TN. 641
- NACA Rep. 678
- Gesamtmodellmessungen.

Die Neutralpunktverschiebung infolge des Rumpfeinflusses, bezogen auf die Flügeltiefe, bedeutet:

Auf Grund der Überlegung, daß diese Neutralpunktverschiebung im wesentlichen von den Rumpf-abmessungen und der Vorlage des Rumpfes zum Flügel abhängt, wurde sie proportional zum Verhältnis von Rumpfprojektionsfläche zur Flügelfläche und als Funktion der Rumpflage zum Flügel angesetzt:

Modell	Neutralpunktverschiebung	
	gemessen	aus Kurvenblatt
I	0,020	0,024
II	0,040	0,040
III	0,035	0,028
IV	0,040	0,046
V	0,047	0,050

Der größte Fehler, der bei der Abschätzung auftrat, war 0,7% / l. Er liegt in durchaus tragbaren Grenzen.

Untersuchungen über den Einfluß hoher Unterschallgeschwindigkeiten auf die Gleitzahl der Drehflügelflugzeuge*).

Von G. Sissingh.

Bericht der Anton Flettner Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin-Johannisthal.

Zur Erhöhung der Fluggeschwindigkeit stehen bei den Drehflügelflugzeugen zwei Mittel zur Verfügung. Es sind: Vergrößerung des Fortschrittsgrades und Steigerung der Umfangsgeschwindigkeit an der Blattspitze. Der erste Weg ist jedoch, insbesondere bei dem Hubschrauber, nur noch in gewissen Grenzen möglich, da aus verschiedenen Gründen höhere Fortschrittsgrade nicht immer erwünscht sind.

In keinem Falle läßt es sich aber vermeiden, daß bei Fluggeschwindigkeiten von etwa 300 km/h aufwärts an den Flügelspitzen periodisch mehr oder weniger hohe Unterschallgeschwindigkeiten auftreten, deren Einfluß auf die Gleitzahl untersucht wird. Dabei ist vorausgesetzt, daß die in Hochgeschwindigkeitskanälen gemessenen Profilbeiwerte den Berechnungen der instationären Strömungsvorgänge am Blattelement zugrunde gelegt werden dürfen. Eine gegenseitige Beeinflussung der verschiedenen Machschen Zahlen benachbarter Flügelschnitte wurde nicht berücksichtigt. Ferner ist auf die bei großen Druckpunktänderungen zu erwartende Verdrehung des Blattes nicht eingegangen, d. h. der Flügel wird als unendlich torsionssteif angesehen.

Gliederung.

- I. Bezeichnungen.
- II. Axialschub und Schlagbewegung bei teilweise kompressibler Strömung.
- III. Untersuchung der Gleitzahl eines Hubschraubers bei $M_{\max} = 0,8$.
- IV. Zusammenfassung.
- V. Schrifttum.

I. Bezeichnungen.

Außer den in [1]³⁾ angeführten Bezeichnungen werden folgende Abkürzungen benutzt:

- c m/s Schallgeschwindigkeit,
- M_{\max} Mach'sche Zahl an der Flügelspitze bei $\psi = 90^\circ$.
- M
$$M = \frac{V - U}{c}$$
 örtliche Mach'sche Zahl,
- $M = M_{\max} \cdot \frac{x - \mu \cdot \sin \psi}{1 - \mu}$
- $c'_{a,k}$ Auftriebsgradient bei kompressibler Strömung
- $c'_{a,k} = c'_a (1 - k_1 M - k_2 M^2 - k_3 M^3)$,
- k_1, k_2, k_3 Profilkonstanten,
- K_1, K_2, K_3
$$K_1 = k_1 \cdot \frac{M_{\max}}{1 - \mu}$$

$$K_2 = k_2 \cdot \left(\frac{M_{\max}}{1 - \mu} \right)^2$$

$$K_3 = k_3 \cdot \left(\frac{M_{\max}}{1 - \mu} \right)^3$$

³⁾ P 33.

⁴⁾ Die Zahlen in eckigen Klammern beziehen sich auf das Schrifttumverzeichnis am Ende der Arbeit.

II. Axialschub und Schlagbewegung bei teilweise kompressibler Strömung.

Die größte Relativgeschwindigkeit tritt an der Spitze des vorgehenden Flügels ($\psi = 90^\circ$) auf, wo sich Flug- und Umfangsgeschwindigkeit addieren. Wenn wir mit c die Schallgeschwindigkeit bezeichnen, erreicht also die Mach'sche Zahl hier ihren Höchstwert

$$M_{\max} = \frac{V - U}{c} \quad (1)$$

An einer beliebigen Stelle des Rotorkreises beträgt die örtliche Mach'sche Zahl²⁾

$$M = M_{\max} \cdot \frac{x - \mu \cdot \sin \psi}{1 - \mu} \quad (2)$$

In dieser Gleichung sind bei der Bestimmung der Relativgeschwindigkeit am Blattelement nur die Geschwindigkeitskomponenten in der Normalebene und hier auch nur die Komponenten senkrecht zur Blattlängsachse berücksichtigt.

Zur Berechnung der Luftkräfte wird der Auftriebsbeiwert c_a in der üblichen Weise durch die Funktion

$$c_a = c'_{a,k} \cdot \nu_p \quad (3a)$$

mit

$$\nu_p = \operatorname{tg} \psi - \vartheta \quad (3b)$$

ersetzt. Der Index k beim Auftriebsgradienten soll andeuten, daß der betreffende Wert der kompressiblen Strömung zu nehmen ist. Statt der Prandtl'schen Regel

$$c'_{a,k} = c'_a \cdot \frac{1}{1 - M^2} \quad (4)$$

wird jedoch zweckmäßig mit einer Reihe von der Form

$$c'_{a,k} = c'_a (1 - k_1 M - k_2 M^2 - k_3 M^3) \quad (5)$$

gerechnet. Die Konstanten k_1 bis k_3 sind entsprechenden Hochgeschwindigkeitsmessungen zu entnehmen. Dabei ist zu beachten, daß das Blatt im Bereich der hohen örtlichen Mach'schen Zahlen bei sehr kleinen Auftriebsbeiwerten arbeitet. Wir setzen also

$$c'_{a,k} = \left(\frac{\partial c_a}{\partial \nu_p} \right)_{c_a=0} \quad (6)$$

d. h. wir bestimmen jeweils die Richtung der Tangente an der Stelle $c_a = 0$.

Mit M nach Gl. (2) und

$$\nu_p = x - \mu \sin \psi \quad (7)$$

geht Gl. (5) über in

$$c'_{a,k} = c'_a \left\{ 1 + \nu_p \cdot \frac{K_1 \cdot M_{\max}}{(1 - \mu)} - \nu_p^2 \cdot \frac{K_2 \cdot M_{\max}^2}{(1 - \mu)^2} + \nu_p^3 \cdot \frac{K_3 \cdot M_{\max}^3}{(1 - \mu)^3} \right\} \quad (8)$$

Führt man ferner ein

$$K_1 = k_1 \cdot \frac{M_{\max}}{1 - \mu} \quad (9)$$

²⁾ Im Innenbereich des rückgehenden Flügels erfolgt die Anströmung von der Hinterkante aus, d. h. innerhalb des Kreises $r = -\mu \sin \psi$ wird die örtliche Mach'sche Zahl nach Gl. (2) formal negativ. Trotzdem bleibt nach Gl. (5) und Bild 2 der Auftriebsgradient positiv.

$$K_2 = k_2 \cdot \left(\frac{M_{\max}}{1 + \mu} \right)^2 \dots \dots \dots (10)$$

$$K_3 = k_3 \cdot \left(\frac{M_{\max}}{1 + \mu} \right)^3 \dots \dots \dots (11)$$

$$c'_{ak} = c'_a (1 + K_1 \cdot v_x + K_2 \cdot v_x^2 + K_3 \cdot v_x^3) \dots \dots (12)$$

Axialschub.

Der Einfachheit halber soll ein linear verwundenes Rechteckblatt untersucht werden, dessen Schlaggelenk mit der Drehachse zusammenfällt. Hinsichtlich der heute allgemein üblichen periodischen Blattwinkelsteuerung wird nur die Steuerungwirkung Ziehen—Drücken berücksichtigt. Der Anstellwinkel des Blattes hängt also noch von der Stellung des Flügels innerhalb der Rotorkreisfläche und dem Steuereinkel θ_s ab. Es ist

$$\theta = \theta_0 + x \cdot \theta_1 + \theta_s \cdot \sin \psi \dots \dots \dots (13)$$

Wir vernachlässigen ferner, daß bei der Rückanblasung des Profils, d. h. bei Anströmung von der Hinterkante aus, innerhalb des Kreises $r = -\mu R \sin \psi$ die der Rechnung zugrunde liegende Ersatzfunktion für den Beiwert der Normalkraft²⁾

$$c_n = c'_{ak} \cdot \cos^2 \psi (\lg \eta + \theta) \dots \dots \dots (14)$$

nicht dem tatsächlichen Verlauf entspricht. Bild 1 zeigt, daß bei positivem Auftriebsgradienten c'_{ak} der Beiwert c_n nach Gl. (14) selbst dem Vorzeichen nach falsch wiedergegeben wird. Da aber in diesem Bereich bei den heute üblichen Fortschrittsgraden kleine Staudrücke herrschen, ist der Anteil der betreffenden Kräfte an den Gesamtkräften des Rotors gering. Bei der Bestimmung der Schlagbewegung aus dem Schubmoment wird noch hinzu, daß diese relativ kleinen Luftkräfte an einem kurzen Hebelarm angreifen, so daß ihr Moment praktisch keine Rolle spielt.

Damit ergibt sich für den Beiwert des Axialschubes

$$k_{sa} = \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} c'_{ak} v_x^2 \left(\frac{v_y}{v_x} + \theta_0 + x \cdot \theta_1 + \theta_s \cdot \sin \psi \right) dx d\psi \dots \dots \dots (15)$$

Mit c'_{ak} nach Gl. (12) geht obige Gleichung über in

$$k_{sa} = \frac{\sigma c'_a}{2\pi} \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^2 \left(\frac{v_y}{v_x} + \theta_0 + x \cdot \theta_1 + \theta_s \cdot \sin \psi \right) (1 + K_1 \cdot v_x + K_2 \cdot v_x^2 + K_3 \cdot v_x^3) dx d\psi \dots \dots \dots (16)$$

Durch Auflösung in Einzelintegrale erhält man

$$k_{sa} = \frac{\sigma c'_a}{2\pi} \left[\int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x v_y dx d\psi + \theta_0 \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^2 dx d\psi + \theta_1 \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^3 \cdot x dx d\psi + \theta_s \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^2 \sin \psi dx d\psi \right. \\ \left. + K_1 \left\{ \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^2 v_y dx d\psi + \theta_0 \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^3 dx d\psi + \theta_1 \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^4 \cdot x dx d\psi + \theta_s \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^3 \sin \psi dx d\psi \right\} \right. \\ \left. + K_2 \left\{ \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^3 v_y dx d\psi + \theta_0 \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^4 dx d\psi + \theta_1 \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^5 \cdot x dx d\psi + \theta_s \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^4 \sin \psi dx d\psi \right\} \right. \\ \left. + K_3 \left\{ \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^4 v_y dx d\psi + \theta_0 \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^5 dx d\psi + \theta_1 \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^6 \cdot x dx d\psi + \theta_s \int_0^{B/2r} \int_0^{2\pi} v_x^5 \sin \psi dx d\psi \right\} \right] \dots \dots (17)$$

Die Auswertung dieser Integrale ergibt schließlich⁴⁾

$$k_{sa} = \sigma \cdot c'_a \left[+ \theta_0 \left\{ \frac{1}{3} B^3 + \frac{1}{2} B \mu^2 + K_1 \left(\frac{1}{4} B^4 + \frac{3}{4} B^2 \mu^2 \right) + K_2 \left(\frac{1}{5} B^5 + B^3 \mu^2 + \frac{3}{8} B^4 \mu \right) + K_3 \left(\frac{1}{6} B^6 + \frac{5}{4} B^4 \mu^2 + \frac{15}{16} B^2 \mu^4 \right) \right\} \right. \\ \left. + \theta_1 \left\{ \frac{1}{4} B^4 + \frac{1}{4} B^2 \mu^2 + K_1 \left(\frac{1}{5} B^5 + \frac{1}{2} B^3 \mu^2 \right) + K_2 \left(\frac{1}{6} B^6 + \frac{3}{4} B^4 \mu^2 + \frac{3}{16} B^2 \mu^4 \right) + K_3 \left(\frac{1}{7} B^7 + B^5 \mu^2 + \frac{5}{8} B^3 \mu^4 \right) \right\} \right. \\ \left. + \theta_s \left\{ \frac{1}{2} B^2 \mu + K_1 \left(\frac{1}{2} B^3 \mu + \frac{3}{8} B \mu^3 \right) + K_2 \left(\frac{1}{2} B^4 \mu + \frac{3}{4} B^2 \mu^3 \right) + K_3 \left(\frac{1}{2} B^5 \mu + \frac{5}{4} B^3 \mu^3 \right) \right\} \right. \\ \left. + \lambda_d \left\{ \frac{1}{2} B^2 + K_1 \left(\frac{1}{3} B^3 + \frac{1}{2} B \mu^2 \right) + K_2 \left(\frac{1}{4} B^4 + \frac{3}{4} B^2 \mu^2 \right) + K_3 \left(\frac{1}{5} B^5 + B^3 \mu^2 + \frac{3}{8} B \mu^4 \right) \right\} \right. \\ \left. - a_1 \left\{ + K_1 \left(\frac{1}{6} B^3 \mu - \frac{1}{8} B \mu^3 \right) + K_2 \cdot \frac{1}{4} B^4 \mu + K_3 \left(\frac{3}{10} B^5 \mu + \frac{1}{4} B^3 \mu^3 \right) \right\} \right. \\ \left. + b_2 \left\{ \frac{1}{4} B \mu^2 - K_2 \left(\frac{1}{4} B^3 \mu^2 - \frac{1}{8} B \mu^4 \right) - K_3 \cdot \frac{1}{2} B^4 \mu^2 \right\} \right] \dots \dots \dots (18)$$

²⁾ Siehe auch [3].
³⁾ μ^4 und höhere Potenzen von μ wurden vernachlässigt.

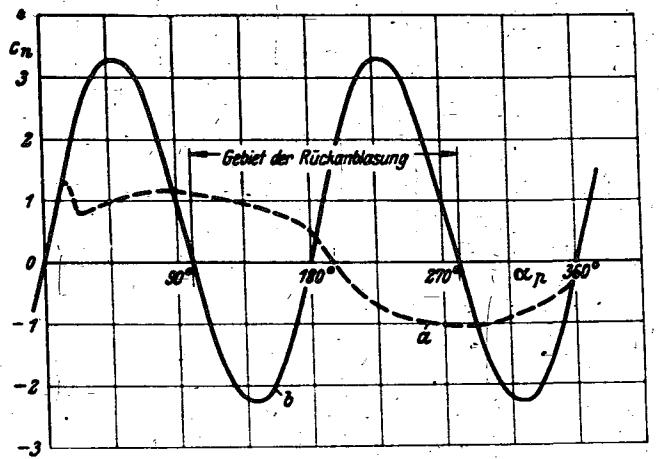


Bild 1. Ersatzfunktion für den Beiwert der Normalkraft.

($\theta = 10^\circ$, $c'_{ak} = 5,6$).

a) tatsächlicher Verlauf,
b) Ersatzfunktion.

Schlagbewegung.

Bei der Bestimmung der Koeffizienten der Schlagbewegung gehen wir in der üblichen Weise von dem Momentengleichgewicht um das Schlaggelenk aus. Es muß sein

$$I \cdot \omega^2 \left(\beta + \frac{d^2 \beta}{dy^2} \right) = M_s - M_a \quad (19)$$

In dieser Gleichung ist I das Massenträgheits- und M_a das Gewichtsmoment eines Blattes in bezug auf das Schlaggelenk. Der Ausdruck für das Schubmoment M_s — er wird später berechnet — kann als Fourierreihe von der Form

$$M_s = M_{s0} - M_{s1} \cdot \cos \psi - M'_{s1} \cdot \sin \psi - M_{s2} \cdot \cos 2\psi - M'_{s2} \cdot \sin 2\psi \quad (20)$$

geschrieben werden. Durch Vergleich der Koeffizienten in Gl. (19), (20) lassen sich in bekannter Weise folgende Gleichungen aufstellen

$$M_{s0} - M_a = I \omega^2 a_0 \quad (21)$$

$$M_{s1} = 0 \quad (22)$$

$$M'_{s1} = 0 \quad (23)$$

$$M_{s2} = a_2 \frac{6}{\pi^2} \cdot R^2 U^2 t_0 c'_0 \cdot \varrho_2 \quad (24)$$

$$M'_{s2} = b_2 \frac{6}{\pi^2} \cdot R^2 U^2 t_0 c'_1 \cdot \varrho_2 \quad (25)$$

Darin ist die Blattmassenkonstante γ ein Maß für das Verhältnis der Luftkräfte zu den Massenkraften:

$$\gamma = \frac{t_0 \cdot c'_0 \cdot R^3 \cdot \varrho}{I} \quad (26)$$

Für das Schubmoment kann, unter den gleichen Vernachlässigungen wie bei der Berechnung des Bewertes für den Axialschub, analog Gl. (16) gesetzt werden:

$$M_s = R^2 U^2 t_0 c'_0 \varrho_2 \int_0^B v_x^2 \cdot r \left(\frac{v_x}{v_2} - \sigma_0 - \sigma_1 \frac{v_x}{v_2} - \sigma_2 \frac{v_x^2}{v_2^2} - \sigma_3 \frac{v_x^3}{v_2^3} \right) dx \quad (27)$$

Die Aufspaltung in Einzelintegrale ergibt

$$M_s = R^2 U^2 t_0 c'_0 \varrho_2 \left[\int_0^B v_x v_x^2 \cdot x dx + \sigma_0 \int_0^B v_x^2 x dx + \sigma_1 \int_0^B v_x^2 x^2 dx + \sigma_2 \int_0^B v_x^2 x \cdot \sin \psi dx + K_1 \left\{ \int_0^B v_x^2 v_x \cdot x dx + \sigma_0 \int_0^B v_x^3 x dx + \sigma_1 \int_0^B v_x^3 x^2 dx + \sigma_2 \int_0^B v_x^3 x \cdot \sin \psi dx \right\} + K_2 \left\{ \int_0^B v_x^3 v_x \cdot x dx + \sigma_0 \int_0^B v_x^4 x dx + \sigma_1 \int_0^B v_x^4 x^2 dx + \sigma_2 \int_0^B v_x^4 x \cdot \sin \psi dx \right\} + K_3 \left\{ \int_0^B v_x^4 v_x \cdot x dx + \sigma_0 \int_0^B v_x^5 x dx + \sigma_1 \int_0^B v_x^5 x^2 dx + \sigma_2 \int_0^B v_x^5 x \cdot \sin \psi dx \right\} \right] \quad (28)$$

Nach dem Entwickeln der einzelnen Ausdrücke in eine Fourierreihe erhält man schließlich entsprechend Gl. (21) bis (25) folgende Gleichungen zur Bestimmung der Koeffizienten a_0 bis b_2

$$\frac{1}{2} \left\{ \begin{aligned} \sigma_0 & \left\{ \frac{1}{4} B^4 - \frac{1}{4} B^2 \mu^2 - K_1 \left(\frac{1}{5} B^5 - \frac{1}{2} B^3 \mu^2 \right) - K_2 \left(\frac{1}{6} B^6 - \frac{3}{4} B^4 \mu^2 - \frac{3}{16} B^2 \mu^4 \right) - K_3 \left(\frac{1}{7} B^7 - B^5 \mu^2 - \frac{5}{8} B^3 \mu^4 \right) \right\} \\ \sigma_1 & \left\{ \frac{1}{5} B^5 - \frac{1}{6} B^3 \mu^2 - K_1 \left(\frac{1}{6} B^6 - \frac{3}{8} B^4 \mu^2 \right) - K_2 \left(\frac{1}{7} B^7 - \frac{3}{5} B^5 \mu^2 - \frac{1}{8} B^3 \mu^4 \right) - K_3 \left(\frac{1}{8} B^8 - \frac{5}{6} B^6 \mu^2 - \frac{15}{32} B^4 \mu^4 \right) \right\} \\ \sigma_2 & \left\{ \frac{1}{3} B^3 \mu - K_1 \left(\frac{3}{8} B^3 \mu - \frac{3}{16} B^2 \mu^3 - K_2 \left(\frac{2}{5} B^3 \mu - \frac{1}{2} B^3 \mu^3 \right) - K_3 \left(\frac{5}{12} B^3 \mu - \frac{15}{16} B^3 \mu^3 \right) \right\} \\ \lambda_2 & \left\{ \frac{1}{3} B^3 - K_1 \left(\frac{1}{4} B^4 - \frac{1}{4} B^2 \mu^2 - K_2 \left(\frac{1}{5} B^5 - \frac{1}{2} B^3 \mu^2 \right) - K_3 \left(\frac{1}{6} B^6 - \frac{3}{4} B^4 \mu^2 - \frac{3}{16} B^2 \mu^4 \right) \right\} \\ a_1 & \left\{ - K_1 \left(\frac{1}{8} B^4 \mu - \frac{1}{16} B^2 \mu^3 \right) + K_2 \left(\frac{1}{5} B^3 \mu - K_3 \left(\frac{1}{4} B^6 \mu - \frac{3}{16} B^4 \mu^3 \right) \right\} \\ - b_2 & \left\{ \frac{1}{8} B^4 \mu^2 - K_2 \left(\frac{3}{16} B^4 \mu^2 - \frac{1}{16} B^2 \mu^4 \right) - K_3 \left(\frac{2}{5} B^5 \mu^2 \right) \right\} \frac{M_a}{I \omega^2} \end{aligned} \right. \quad (29)$$

$$\left\{ \begin{aligned} a_0 & \left\{ \frac{1}{3} B^3 \mu - K_1 \left(\frac{1}{4} B^3 \mu - \frac{1}{8} B^2 \mu^3 \right) - K_2 \left(\frac{1}{5} B^3 \mu - \frac{1}{4} B^3 \mu^3 \right) - K_3 \left(\frac{1}{6} B^6 \mu - \frac{3}{8} B^4 \mu^3 \right) \right\} \\ b_1 & \left\{ \frac{1}{4} B^4 - \frac{1}{8} B^2 \mu^2 - K_1 \left(\frac{1}{5} B^5 - \frac{1}{4} B^3 \mu^2 \right) - K_2 \left(\frac{1}{6} B^6 - \frac{3}{8} B^4 \mu^2 - \frac{1}{16} B^2 \mu^4 \right) - K_3 \left(\frac{1}{7} B^7 - \frac{1}{2} B^5 \mu^2 - \frac{5}{24} B^3 \mu^4 \right) \right\} \\ - a_2 & \left\{ \frac{1}{6} B^2 \mu - K_1 \left(\frac{3}{8} B^4 \mu - K_2 \left(\frac{1}{2} B^3 \mu - \frac{1}{6} B^3 \mu^3 \right) - K_3 \left(\frac{7}{12} B^6 \mu - \frac{1}{2} B^4 \mu^3 \right) \right\} \end{aligned} \right. \quad (30)$$

7-11

$$\begin{aligned}
 & \vartheta_0 \left\{ \frac{2}{3} B^3 \mu + K_1 \left(\frac{3}{4} B^4 \mu + \frac{3}{8} B^2 \mu^3 \right) + K_2 \left(\frac{4}{5} B^5 \mu + B^3 \mu^3 \right) + K_3 \left(\frac{5}{6} B^6 \mu + \frac{15}{8} B^4 \mu^3 \right) \right\} \\
 & \vartheta_1 \left\{ \frac{1}{2} B^4 \mu + K_1 \left(\frac{3}{5} B^5 \mu + \frac{1}{4} B^3 \mu^3 \right) + K_2 \left(\frac{2}{3} B^6 \mu + \frac{3}{4} B^4 \mu^3 \right) + K_3 \left(\frac{5}{7} B^7 \mu + \frac{3}{2} B^5 \mu^3 \right) \right\} \\
 & \vartheta_2 \left\{ \frac{1}{4} B^4 + \frac{3}{8} B^2 \mu^2 + K_1 \left(\frac{1}{5} B^5 + \frac{3}{4} B^3 \mu^2 \right) + K_2 \left(\frac{1}{6} B^6 + \frac{9}{8} B^4 \mu^2 + \frac{5}{16} B^2 \mu^4 \right) + K_3 \left(\frac{1}{7} B^7 + \frac{3}{2} B^5 \mu^2 + \frac{25}{24} B^3 \mu^4 \right) \right\} \\
 & \lambda_d \left\{ \frac{1}{2} B^2 \mu + K_1 \cdot \frac{2}{3} B^3 \mu + K_2 \left(\frac{3}{4} B^4 \mu + \frac{3}{8} B^2 \mu^3 \right) + K_3 \left(\frac{4}{5} B^5 \mu + B^3 \mu^3 \right) \right\} \\
 & a_1 \left\{ \frac{1}{4} B^4 + \frac{1}{8} B^2 \mu^2 + K_1 \left(\frac{1}{5} B^5 + \frac{1}{12} B^3 \mu^2 \right) + K_2 \left(\frac{1}{6} B^6 + \frac{3}{8} B^4 \mu^2 - \frac{1}{16} B^2 \mu^4 \right) + K_3 \left(\frac{1}{7} B^7 + \frac{7}{10} B^5 \mu^2 + \frac{1}{24} B^3 \mu^4 \right) \right\} \\
 & b_2 \left\{ \frac{1}{6} B^3 \mu + K_1 \left(\frac{3}{8} B^4 \mu - \frac{1}{8} B^2 \mu^3 \right) + K_2 \left(\frac{1}{2} B^5 \mu + \frac{1}{12} B^3 \mu^3 \right) + K_3 \left(\frac{5}{12} B^6 \mu + \frac{5}{8} B^4 \mu^3 \right) \right\} \dots (31) \\
 & \vartheta_0 \left\{ \frac{1}{4} B^2 \mu^2 + K_1 \cdot \frac{1}{2} B^3 \mu^2 + K_2 \left(\frac{3}{4} B^4 \mu^2 + \frac{1}{4} B^2 \mu^4 \right) + K_3 \left(B^5 \mu^2 + \frac{5}{6} B^3 \mu^4 \right) \right\} \\
 & \vartheta_1 \left\{ \frac{1}{6} B^3 \mu^2 + K_1 \cdot \frac{3}{8} B^4 \mu^2 + K_2 \left(\frac{3}{5} B^5 \mu^2 + \frac{1}{6} B^3 \mu^4 \right) + K_3 \left(\frac{5}{6} B^6 \mu^2 + \frac{5}{8} B^4 \mu^4 \right) \right\} \\
 & \vartheta_2 \left\{ \frac{1}{3} B^3 \mu + K_1 \left(\frac{3}{8} B^4 \mu - \frac{1}{4} B^2 \mu^3 \right) + K_2 \left(\frac{2}{5} B^5 \mu + \frac{2}{3} B^3 \mu^3 \right) + K_3 \left(\frac{5}{12} B^6 \mu + \frac{5}{4} B^4 \mu^3 \right) \right\} \\
 & a_1 \left\{ \frac{1}{3} B^3 \mu + K_1 \cdot \frac{3}{8} B^4 \mu + K_2 \left(\frac{2}{5} B^5 \mu + \frac{1}{6} B^3 \mu^3 \right) + K_3 \left(\frac{5}{12} B^6 \mu + \frac{1}{2} B^4 \mu^3 \right) \right\} \\
 & b_2 \left\{ \frac{1}{2} B^4 + K_1 \left(\frac{2}{5} B^5 + \frac{1}{3} B^3 \mu^2 \right) + K_2 \left(\frac{1}{3} B^6 + \frac{3}{4} B^4 \mu^2 - \frac{1}{32} B^2 \mu^4 \right) + K_3 \left(\frac{2}{7} B^7 + \frac{6}{5} B^5 \mu^2 + \frac{5}{24} B^3 \mu^4 \right) \right\} \\
 & \lambda_d \left\{ K_1 \cdot \frac{1}{4} B^2 \mu^2 + K_2 \cdot \frac{1}{2} B^3 \mu^2 + K_3 \left(\frac{3}{4} B^4 \mu^2 + \frac{1}{4} B^2 \mu^4 \right) \right\} \dots (32) \\
 & a_0 \left\{ \frac{1}{4} B^2 \mu^2 + K_1 \cdot \frac{1}{3} B^3 \mu^2 + K_2 \left(\frac{3}{8} B^4 \mu^2 + \frac{1}{8} B^2 \mu^4 \right) + K_3 \left(\frac{2}{5} B^5 \mu^2 + \frac{1}{3} B^3 \mu^4 \right) \right\} \\
 & b_1 \left\{ \frac{1}{3} B^3 \mu + K_1 \left(\frac{3}{8} B^4 \mu - \frac{1}{8} B^2 \mu^3 \right) + K_2 \left(\frac{2}{5} B^5 \mu + \frac{1}{3} B^3 \mu^3 \right) + K_3 \left(\frac{5}{12} B^6 \mu + \frac{5}{8} B^4 \mu^3 \right) \right\} \\
 & a_2 \left\{ \frac{1}{2} B^4 + K_1 \left(\frac{2}{5} B^5 + \frac{1}{3} B^3 \mu^2 \right) + K_2 \left(\frac{1}{3} B^6 + \frac{3}{4} B^4 \mu^2 - \frac{1}{32} B^2 \mu^4 \right) + K_3 \left(\frac{2}{7} B^7 + \frac{6}{5} B^5 \mu^2 + \frac{7}{24} B^3 \mu^4 \right) \right\} \dots (33)
 \end{aligned}$$

Wie bei der normalen Berechnung eines Rotors, s. [2], kann in Gl. (29) das Glied mit b_2 vernachlässigt werden. Ferner ist nach den bisherigen Untersuchungen der Zusammenhang mit dem Koeffizienten a_1 hier von untergeordneter Bedeutung, so daß also mit Gl. (29) eine Beziehung zur Bestimmung des Kegelwinkels α_0 vorliegt. Für die übrigen Koeffizienten a_1 bis b_2 stehen mit Gl. (30) bis (33) vier lineare Gleichungen zur Verfügung, deren Lösung keine Schwierigkeit bereitet.

Anmerkung.

Die hier abgeleiteten Beziehungen für die Bestimmung der Schlagbewegung sind nur gültig, wenn im äußeren Bereich des Blattes während des Umlaufes keine unzulässig hohen Arbeitswinkel α_p auftreten. Sollte dies bei höheren Fortschrittsgraden oder Blattbelastungen der Fall sein, so kann das in [2] entwickelte Iterationsverfahren bzw. die in [3] angewandte Methode sinngemäß auf die vorliegende Untersuchung übertragen werden.

III. Untersuchung der Gleitzahl eines Hubschraubers bei $M_{max} = 0,8$.

Die bisher abgeleiteten Beziehungen sollen dazu benutzt werden, um durch Vergleichsrechnungen den Einfluß hoher Unterschallgeschwindigkeiten auf die Gleitzahl eines Hubschraubers bei 0,4 Fortschrittsgrad zu bestimmen. Die maximale Mach'sche Zahl ist mit 0,8 angesetzt, da bis zu diesem Wert der Auftriebsgradient mit guter Genauigkeit durch eine Parabel 3. Ordnung nach Gl. (5) wiedergegeben wird, s. Bild 2.

Der Rotor habe einen Durchmesser von 14 m, die Flächenlichte betrage 5%. Bei einer Schallgeschwindigkeit von 30 m/s und einer Blattbelastung von $k_{sa}/\sigma = 0,13$ ergeben sich damit folgende Daten:

- Fluggewicht 2220 kg.
- Umfangsgeschwindigkeit 188 m/s.
- Fluggeschwindigkeit 270 km/h.

Das schwach negativ verwundene Rechteckblatt sei so eingestellt, daß die maßgebenden Blattelemente ($\alpha \sim 0,75$)

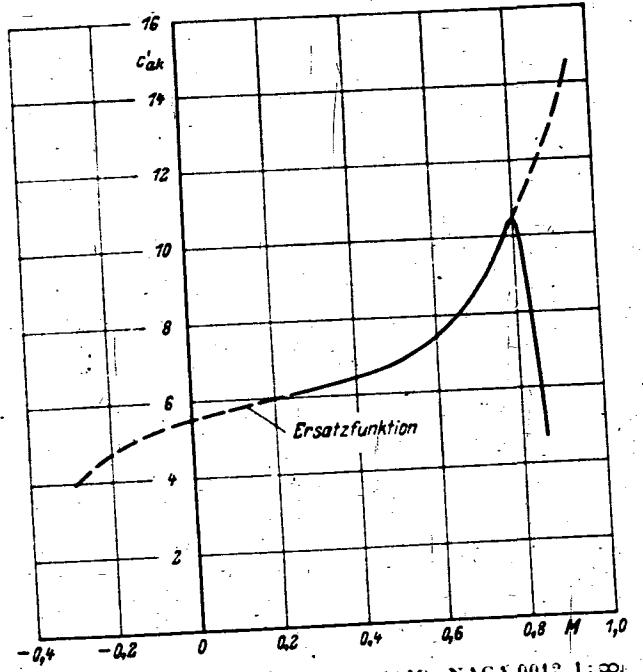


Bild 2. Auftriebsgradient c'_{ak} als $f(M)$. NACA 0012 1:∞

etwa 10° aerodynamische Anstellung haben. Als Profil wird NACA 0012⁵⁾ gewählt; der Auftriebsgradient c'_{ak} ist in Bild 2 dargestellt. Innerhalb des uns interessierenden Bereiches stimmt die gewählte Ersatzfunktion

$$c'_{ak} = 5,5 (1 + 0,91 M - 2,94 M^2 + 4,00 M^3) \dots (34)$$

sehr gut mit dem tatsächlichen Verlauf überein. Für $0,4$ Fortschrittsgrad und $M_{max} = 0,8$ ergibt sich nach Gl. (9) bis (11)

$$\begin{aligned} K_1 &= -0,520. \\ K_2 &= -0,958. \\ K_3 &= -0,748. \end{aligned}$$

Da der Gang der Rechnung gegenüber einer normalen Rotoruntersuchung, die in [2] von dem Verfasser behandelt wurde, nichts grundsätzlich Neues bietet, können wir uns hier darauf beschränken, das Ergebnis mitzuteilen.

Vorher sei jedoch auf einige Kurven hingewiesen, die den numerischen Rechnungen zugrunde gelegt wurden. Bild 3 zeigt den Auftriebsbeiwert c_a als $f(\alpha_p)$ für verschie-

⁵⁾ Für die Wahl dieses Profils war nur die Tatsache ausschlaggebend, daß neuere zuverlässige Messungen bei höheren und normalen Machschen Zahlen vorlagen.

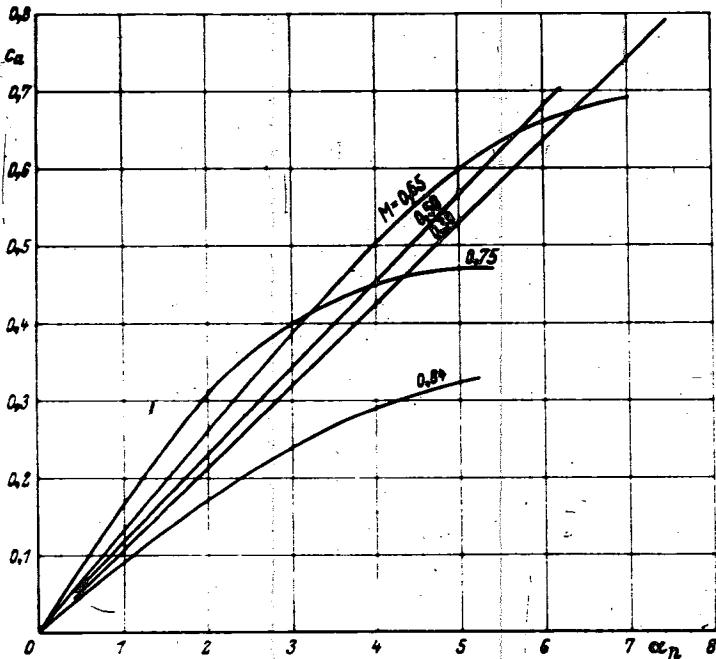


Bild 3. Auftriebsbeiwert als $f(M, \alpha_p)$, NACA 0012 $1: \infty$.

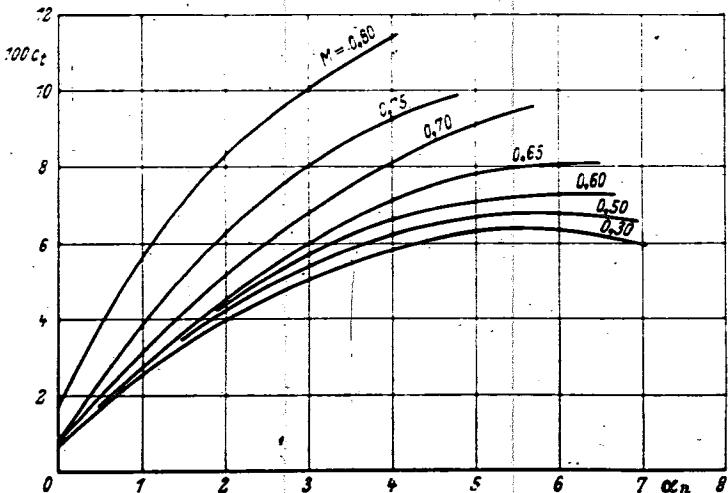


Bild 5. Beiwert der Tangentialkraft für $\theta = 11^\circ$, NACA 0012 $1: \infty$.

dene Machsche Zahlen, Bild 4 die gleiche Darstellung des Widerstandsbeiwertes. Die sich für $\theta = 11^\circ$ darstellenden Beiwerte der Tangentialkraft sind in Bild 5 aufgetragen. Wie bereits in der Einleitung bemerkt wurde, werden im Gegensatz zu der normalen Rechnung bei der Bestimmung der Luftkräfte am Blattelement alle Profilbeiwerte als Funktion der jeweiligen örtlichen Machschen Zahl angesetzt. Um dem Leser einen Überblick über die bei dem zu untersuchenden Flugzustand auftretenden Machgeschwindigkeiten zu geben, wurden in Bild 6 Punkte gleicher örtlicher Machschen Zahlen des Rotorkreises miteinander verbunden. Die so entstandenen Kurven zeigen, daß in einem verhältnismäßig großen Bereich höhere Unterschallgeschwindigkeiten auftreten. Im einzelnen hatten die Vergleichsrechnungen das in folgender Zahlentafel zusammengestellte Ergebnis⁶⁾.

⁶⁾ Die numerischen Rechnungen wurden von Frl. Ebner durchgeführt, der auch an dieser Stelle für ihre Mitarbeit gedankt sei.

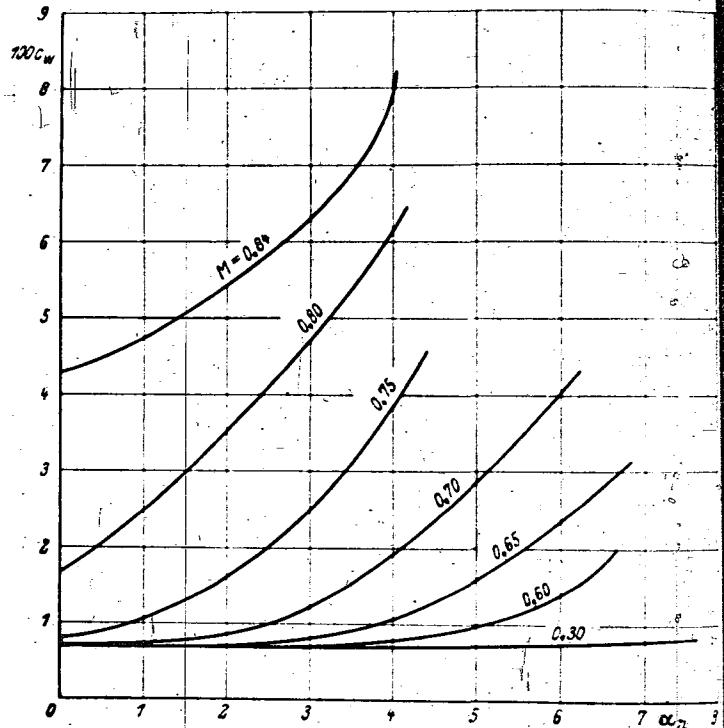


Bild 4. Widerstandsbeiwert als $f(M, \alpha_p)$, NACA 0012 $1: \infty$.

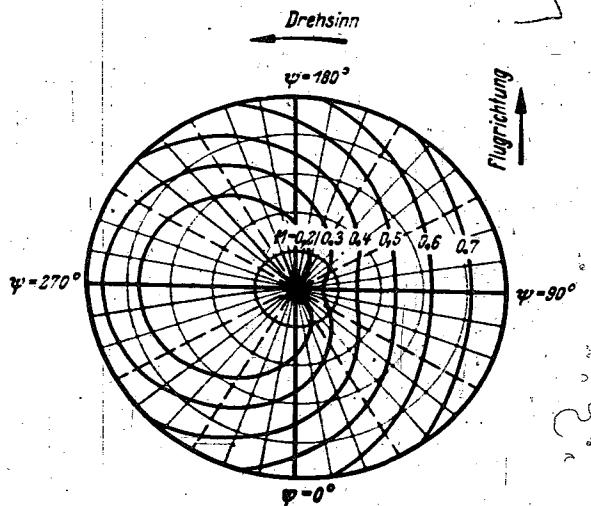


Bild 6. Verteilung der Machschen Zahlen in der Rotorkreisebene ($\mu = 0,4$, $M_{max} = 0,8$).

	mit Berücksichtigung der Kompressibilität der Luft	ohne Berücksichtigung der Kompressibilität der Luft
γ	0,1040	0,0969
α	14,1	13,1
a_0	5,7	5,6
a_1	7,20	7,45
b_1	2,80	2,83
Axialschub kg	2180	2210
Normalschub kg	309	292
Drehmoment mkg	1370	1198
damit wird weiter		
Horizontalschub kg	232	218
Vertikalschub kg	2190	2220
Erf. Leistung PS	495	433
Gleitzahl des Rotors	1 : 8,4	1 : 10,4
Gleitzahl des Hubschraubers	1 : 4,4	1 : 5,1

Der Vollständigkeit halber sei erwähnt, daß die Schlagbewegung II. Ordnung (a_2 und b_2) vernachlässigt ist. Für die Blattmassenkonstante γ und den Faktor B zur Berücksichtigung der endlichen Flügelzahl sind gesetzt worden:

$$\gamma = 12, \\ B = 0,98.$$

Den Überlegungen wurde wie in [2] eine gleichmäßige Verteilung des Abwindes in der Rotorkreisebene zugrunde gelegt. Diese zweifellos zu günstige Annahme ist dadurch korrigiert worden, daß für die Bestimmung der Luftkräfte am Blattelement die Profilbeiwerte mit den üblichen Formeln auf ein endliches Seitenverhältnis umgerechnet wurden. Bei der Untersuchung mit Berücksichtigung der Kompressibilität der Luft stimmt der Vertikalschub nicht ganz mit dem Sollwert (Fluggewicht) überein. In diesem Falle wurde die Gleitzahl aus dem tatsächlichen, d. h. durch Integration der Luftkräfte gewonnenen Wert berechnet.

Nach obiger Zusammenstellung ist eine Erhöhung der Antriebsleistung von 433 auf 495 PS erforderlich. Wie beim normalen Propeller steigt mit wachsenden Machschen Zahlen der Schubbeiwert, so daß die Anstellung des Rotors von $-13,1$ auf $-14,1^\circ$ verringert werden kann. Trotzdem ändert sich der Horizontalschub nicht wesentlich. Diese Tatsache ist auf das bemerkenswerte Verhalten des Koeffizienten a_1 der Schlagbewegung zurückzuführen. Bei gleichbleibender Anstellung α würde sich a_1 um einen geringen Betrag erhöhen, da der Einfluß hoher Machschen Zahlen hinsichtlich seiner Wirkung auf das Schubmoment etwa mit einem positiven Steuerwinkel θ_s vergleichbar ist, der bekanntlich eine Rückneigung der Rotorebene verursacht. Diese

Vergrößerung von a_1 wird jedoch dadurch wieder aufgehoben, daß bei der Verringerung der Anstellung α um 1° sich gleichzeitig a_1 verkleinert. Nach den vorliegenden Untersuchungen scheinen diese beiden Einflüsse etwa von gleicher Größenordnung zu sein.

IV. Zusammenfassung.

Beim Übergang zu höheren Machschen Zahlen vergrößert sich bei gleichbleibender Rotoranstellung der Schubbeiwert k_{sa} , die Rückneigung a_1 der Rotorebene und das Drehmoment. Zur Erzielung des gleichen Schubes kann also im Vergleich zum Normalflug entweder die Anstellung des Rotors, die Einstellung des Blattes oder die Drehzahl reduziert werden. Es wurde angenommen, daß bei gleichbleibender Tourenzahl und Blatteinstellung die Anstellung der Normalebene verringert wird. Da sich dabei der Horizontalschub des Rotors nicht wesentlich ändert, ist zu vermuten, daß die Kompressibilität der Luft bis zu maximalen Machschen Zahlen von etwa 0,8 praktisch wenig Einfluß auf die obere Fortschrittsgradgrenze des Hubschraubers hat. Sie macht sich zur Hauptsache in einer Zunahme der erforderlichen Antriebsleistung bemerkbar. Im durchgerechneten Falle verschlechterte sich die Gleitzahl des Drehflüglers um 14%, wobei noch zu beachten ist, daß die dem Hubschrauberszustand entsprechenden schädlichen Flächen nicht gleich sind. Berücksichtigt man dies, so tritt nur eine Verschlechterung von 11% bei $M_{max} = 0,8$ gegenüber dem Normalfall auf. Es ist zu vermuten, daß bei den anderen Flugzuständen sich die Gleitzahl ungefähr im gleichen Maße erhöhen wird. Für den Tragschrauber wird durch den bei höheren Machschen Zahlen vergrößerten Beiwert der Tangentialkraft bei gleichem Fortschrittsgrad und unveränderter Blatteinstellung eine stärkere Anstellung des Rotors erforderlich. Gleichzeitig verschiebt sich der zulässige Höchstwert für den Blatteinstellwinkel, bei dem noch sichere Autorotation gewährleistet ist, zu kleineren Werten.

V. Schrifttum.

- [1] Sissingh, Beitrag zur Aerodynamik der Drehflügelflugzeuge, I. Teil. Luftf.-Forschg. Bd. 15 (1938), Lfg. 6.
- [2] Sissingh, Die Berechnung der Rotoren von Drehflügelflugzeugen bei höheren Fortschrittsgraden mit besonderer Berücksichtigung der Probleme des Schnellfluges. Jahrbuch 1941 der deutschen Luftfahrtforschung, S. 1351.
- [3] Sissingh, Ein Verfahren zur direkten Bestimmung der Schlagbewegung von Flugzuständen mit hohen Blattbelastungen. Jahrbuch 1941 der deutschen Luftfahrtforschung, S. 1364.

Die Stabilitätsbedingungen des Fieseler-Deichselschlepps*)

Von K. Petrikat und E. Pieruschka.

Bericht der Gerhård Fieseler Werke G. m. b. H., Kassel-B.

Zur Vorbestimmung der Stabilitätseigenschaften von Fieseler-Deichselschleppanhängern wurde ein Rechenverfahren geschaffen, das an Hand von Windkanal- und Flugversuchen geprüft wurde.

Gliederung.

- I. Bezeichnungen.
- II. Einleitung.
- III. Theoretische Ansätze.
 - a) Momentengleichungen.
 - b) Statische Stabilität.
 - c) Dynamische Stabilität.
- IV. Vergleich der Versuchsergebnisse mit der Theorie.
 - a) Windkanalversuche.
 - b) Wasserkanalversuche.
 - c) Flugversuche.
- V. Untersuchungen verschiedener Einflüsse.
 - a) Freiheitsgrad Querachse.
 - b) Schwingungsfähige Aufhängung des Fesselpunktes.
 - c) Spiel im Querruder.
 - d) Überspannweite.
- VI. Zusammenfassung.
- VII. Schrifttum.

I. Bezeichnungen.

G	kg	Gewicht des Anhängers.
Θ	kgms ²	Trägheitsmoment um die Längsachse
Θ_y	kgms ²	Trägheitsmoment um die Hochachse
Θ_z	kgms ²	Trägheitsmoment um die Querachse
		Deichselfesselpunkt als Bezugspunkt.
F	m ²	Tragflügelfläche.
b	m	Spannweite.
l	m	Flügelstreckung.
A		Flügelstreckung.
$dc_a dx$		Auftriebsanstieg.
l_m		Beizahl, die die Auftriebsverteilung beim Rollen berücksichtigt (s. Matthias DVL-Jahrbuch 1931/32).
F_s	m ²	Flossenfläche.
H	m	Seitenflossenhöhe.
l_f	m	Seitenflossentiefe an der Wurzel.
l_{fs}	m	Seitenflossentiefe außen.
$dc_a dx$		Querkraftanstieg der Flosse.
$dc_a d\beta_s$		Querkraftanstieg des Seitenruders der Flosse.
n		Übersetzungsverhältnis des Seitenruders.
F_r	m ²	Radverkleidung.
l_{sw}	m	Abstand Schwerpunkt vom Fesselpunkt.
l_{wa}	m	Abstand Widerstands-Angriffspunkt vom Fesselpunkt.
l_{dp}	m	Abstand Druckpunkt des Flügels vom Fesselpunkt.
l_{ds}	m	Abstand des Druckpunktes der Seitenflosse vom Fesselpunkt.
l_{dr}	m	Abstand Druckpunkt der Radverkleidung vom Fesselpunkt.
α_{00}		Winkel zwischen Verbindungslinie Fesselpunkt-Schwerpunkt gegen Nullauftriebsrichtung.
α_{01}		Winkel zwischen Verbindungslinie Fesselpunkt-Flossenluftkraftangriffspunkt gegen Nullauftriebsrichtung.

α_{02}		Winkel zwischen Radverkleidung-Fesselpunkt gegen Nullauftriebsrichtung.
α_{03}		Winkel zwischen Verbindungslinie Fesselpunkt-Widerstandsangriffspunkt gegen Nullauftriebsrichtung.
α_{04}		Winkel in der Knickdeichsel (Bild 6).
σ		Staudruck.
q	kg m ²	Geschwindigkeit.
v	m s	Auftriebsbeiwert des Flügels, schädlicher und Profilwiderstand.
c_a		Winkel zwischen Nullauftriebsrichtung des Tragflügels und Anströmrichtung.
c_{a0}		Steigwinkel.
$\sqrt{\lambda}$		Abwindwinkel.
$\frac{v}{q}$		V-Stellung der Tragfläche.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Schiebe-Rollmomentenbeiwert.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Rollmomentenbeiwert für das Querruder.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Übersetzungsverhältnis des Querruders.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Gierrmomentenbeiwert des Querruders (Vorzeichen umgekehrt wie üblich).
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		komplexer Exponent der e -Funktion.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Realteil von λ ein Maß für die Dämpfung.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Imaginärteil von λ ergibt die Kreisfrequenz.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert der zusammengefaßten Dämpfungsmomente um die Längsachse.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert der zusammengefaßten Rückführungsmomente um die Längsachse.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert der Momente um die Längsachse, verursacht durch eine Bewegung um die Hochachse.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert der Momente um die Längsachse, verursacht durch eine Auslenkung um die Hochachse.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert der zusammengefaßten Dämpfungsmomente um die Hochachse.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert der zusammengefaßten Rückführungsmomente um die Hochachse.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert der Momente um die Hochachse, verursacht durch eine Bewegung um die Längsachse.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert der Momente um die Hochachse, verursacht durch eine Auslenkung um die Längsachse.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert des kubischen Gliedes der Frequenzbestimmungsgleichung.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert des quadratischen Gliedes.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Beiwert des linearen Gliedes.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Maß für die statische Stabilität.
$\frac{v}{\sqrt{\lambda}}$		Routhsche Diskriminante.

II. Einleitung.

Der Fieseler-Deichselschleppanhänger besteht aus einer Tragfläche, die durch eine Deichsel an das Heck des Zugflugzeuges gekoppelt ist.

Die Zuladung wird annähernd im Druckpunkt der Anhängertagfläche angebracht. Das Kopplungsgelenk zwi-

*) P 31 71.



Bild 1. F199 mit dem Fieseler-Deichselsechleppanhänger P 21 A.

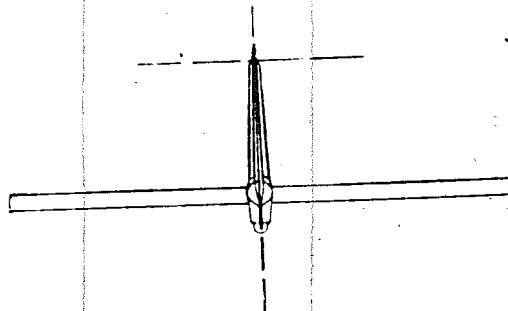
eben Zugflugzeug und Anhänger ist ein Kardangelenk. Oberhalb des Tragflügels befindet sich eine große Flosse, die dem Anhänger die Richtungsstabilität gibt. Der Anhänger dient in erster Linie dazu, den Laderaum zu vergrößern. Gegenüber der überladenen Maschine hat er außerdem den Vorteil, daß die Raddrücke geringer sind und daher einen Start auch auf aufgeweichtem Gelände möglich machen. Hinsichtlich des Laderaumes bietet der Deichselsechleppzug so große Entwicklungsmöglichkeiten, daß er sich auch bei geringen Flugleistungen gegenüber der überladenen Maschine durchsetzen wird.

Am Anhänger traten besonders im Langsamflug und im Gleitflug mit großer Zuladung Schwingungen um die Hoch-, Quer- und Längsachse auf. Die Verfasser stellten sich die Aufgabe, auf theoretischem Wege den Schwingungsbeginn vorherzusagen, um nach genügender theoretischer Durchdringung Abhilfemaßnahmen aus den Ansätzen abzuleiten.

III. Theoretische Ansätze.

a) Momentengleichungen.

Um einen Einblick in das Kräftespiel zu erhalten, wurden die Momentengleichungen um Hochachse, Längsachse und



Querachse aufgestellt. Die Hochachse steht senkrecht zur Anströmrichtung im Fesselpunkt der Deichsel, Auslenkwinkel τ . Die Querachse geht durch den Deichselfesselpunkt in Richtung der Spannweite, Auslenkwinkel φ . Die Längsachse geht durch den Deichel-Fesselpunkt und den Schwerpunkt, Auslenkwinkel ψ . Der Winkel zwischen Längsachse und Anströmrichtung ist mit Σ bezeichnet. Die Beobachtung zeigte, daß der Anhänger im wesentlichen Schwingungen um die Hoch- und Längsachse ausführte. Es wurden daher vorerst die Summe der Momente um diese Achsen aufgestellt.

1. Momente um die Hochachse, verursacht durch eine Anhängerdrehgeschwindigkeit $\dot{\tau}$ um die Hochachse (Bild 2): durch die Flosse

$$\left[\frac{dc_a}{d\alpha} F_s l_{s0}^2 \cos^2(\alpha_{s0} - \alpha^*) \right] \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

durch die Radverkleidung

$$\left[\frac{dc_a}{d\alpha} F_r l_{r0}^2 \cos^2(\alpha_{r0} - \alpha^*) \right] \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

durch den Widerstand

$$\left[c_w \cdot F_l \cdot l_{w0}^2 \cdot \cos^2(\alpha_{w0} - \alpha^*) \right] \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

durch die V-Stellung

$$\left[\gamma^2 \frac{dc_a}{d\alpha} F_l l_{v0}^2 \cos^2(\alpha_{v0} - \alpha^*) \right] \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

durch das Seitenruder¹⁾

$$\left[\frac{dc_a}{d\beta} n \cdot F_s \frac{l_r}{2} l_{s0} \cos^2(\alpha_{s0} - \alpha^*) \right] \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

durch den Rumpf

$$\left[\frac{dc_m}{d\tau} F_s \cdot l_r \cdot l_{c0} \cos^2(\alpha_{c0} - \alpha^*) \right] \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

2. Momente um die Hochachse, verursacht durch eine Auslenkung τ des Anhängers um die Hochachse (Bild 3):

¹⁾ Herr Solf machte uns auf diese Komponente aufmerksam, dabei ist der Ausdruck eine Näherung. Die instationären Luftkräfte mußten berücksichtigt werden, da der Anteil $\approx 5\%$ von der Seitenflosse ist, genügt diese Näherung.

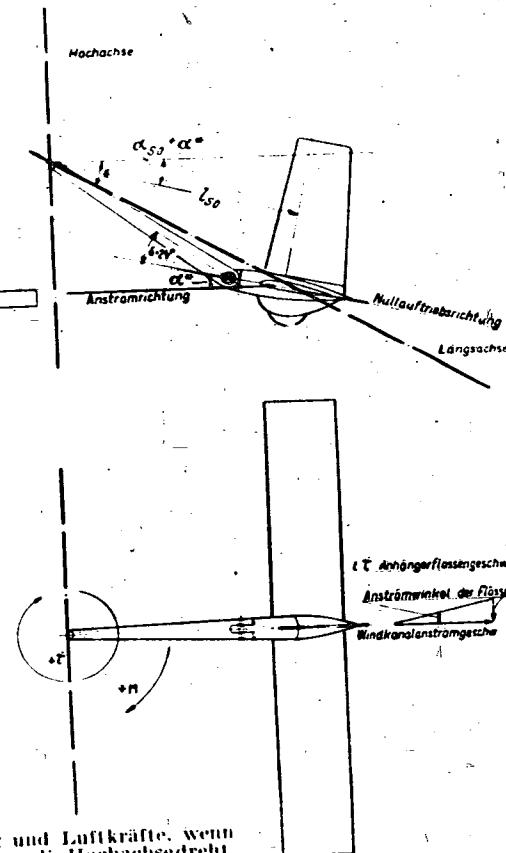


Bild 2: Übersichtsbild für Strömungsrichtung und Luftkräfte, wenn der Anhänger mit der Winkelgeschwindigkeit $\dot{\tau}$ um die Hochachse dreht.

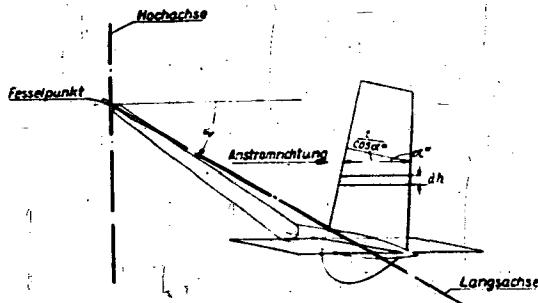
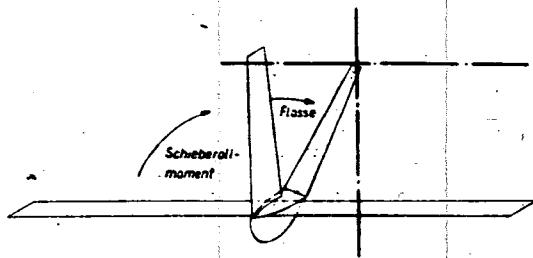


Bild 3. Übersichtsbild für Strömungsrichtung und Luftkräfte, wenn der Anhänger um den Winkel α um die Hochachse ausgelenkt ist.

durch die Flosse

$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_s} F_s l_{s0} \cos(\alpha_{s0} + \alpha^*) \right] q \cdot \tau$$

durch die Radverkleidung

$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_R} F_R l_{R0} \cos(\alpha_{R0} + \alpha^*) \right] q \cdot \tau$$

durch den Widerstand

$$\left[c_w F_l l_{w0} \cos(\alpha_{w0} + \alpha^*) \right] q \cdot \tau$$

durch die V-Stellung

$$\left[\gamma^2 F_l \frac{d c_a}{d \alpha_V} l_{V0} \cos(\alpha_{V0} + \alpha^*) \right] q \cdot \tau$$

durch das Seitenruder

$$\left[\frac{d c_a}{d \beta_s} n \cdot F_s l_{s0} \cos(\alpha_{s0} + \alpha^*) \right] q \cdot \tau$$

durch den Rumpf

$$\left[\frac{d c_m}{d \tau} F_l l_r \cos(\alpha_{r0} + \alpha^*) \right] q \cdot \tau$$

durch den Steigflug

$$\left[c_a \cdot F_l \cdot \text{tg } \Sigma_{sc} \cdot l_r \cos(\alpha_{r0} + \alpha^*) \right] q \cdot \tau$$

durch den Abwind

$$\left[c_a \cdot F_l \cdot \text{tg } \alpha_{abw} \cdot l_r \cos(\alpha_{r0} + \alpha^*) \right] q \cdot \tau$$

3. Momente um die Hochachse, verursacht durch eine Anhängerdrehgeschwindigkeit $\dot{\psi}$ um die Längsachse (Bild 4):

durch die Flosse

$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_s} F_s \frac{H}{2} \left(\frac{2 l_f - 4 l_a}{3 l_a - 3 l_f} \right) l_{s0} \cos(\alpha_{s0} + \alpha^*) \right] \frac{q}{v} \dot{\psi}$$

durch die V-Stellung

$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_V} F_l \frac{b}{4} \gamma^2 l_{V0} \cos(\alpha_{V0} + \alpha^*) \right] \frac{q}{v} \dot{\psi}$$

1. Momente um die Hochachse, verursacht durch eine Anhängerauslenkung ψ um die Längsachse (Bild 5):

durch den Auftrieb

$$\left[G \cdot l_a \cos^2 \Sigma \right] \psi$$

durch die Flosse bei Schwerpunkts-Tiefelage

$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_s} F_s l_{s0} \cos(\alpha_{s0} + \alpha^*) \sin \Sigma \right] q \psi$$

durch das Giermoment der Querruder

$$\left[\frac{d n}{d \beta} \cdot n \cdot F_r \cdot b \right] q \cdot \psi$$

durch die V-Stellung

$$+ \left[\frac{d c_a}{d \alpha_V} F_l \gamma^2 l_{V0} \cos(\alpha_{V0} + \alpha^*) \sin \Sigma \right] q \cdot \psi$$

durch die Radverkleidung

$$+ \left[\frac{d c_a}{d \alpha_R} F_R l_{R0} \cos(\alpha_{R0} + \alpha^*) \sin \Sigma \right] q \cdot \psi$$

Die Summe der Momente um die Hochachse ergeben zusammen mit der D'Alembertschen Trägheitskraft die Gleichung:

$$-\Sigma M = (\ddot{\tau} + \alpha_1 \dot{\tau} + \alpha_2 \tau + \alpha_3 \dot{\psi} + \alpha_4 \psi) \cdot \Theta_H = 0 \quad (1)$$

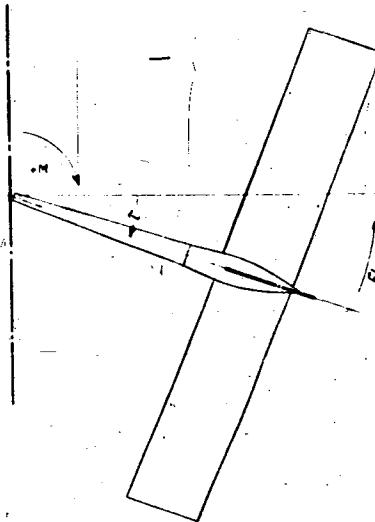
$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ sind Funktionen von der Fluggeschwindigkeit, vom Trägheitsmoment, von der Flügelfläche, Flossenfläche, vom Gewicht und von der Schwerpunktslage und damit

$\alpha_2 \Theta_H \tau$

$\alpha_3 \Theta_H \dot{\psi}$

$\alpha_4 \Theta_H \psi$

$\alpha_1 \Theta_H \tau$



für einen vorgegebenen Anhänger und vorgegebene Geschwindigkeit konstanten.

In gleicher Weise wurden die Momente um die Längsachse aufgestellt.

1. Momente um die Längsachse, verursacht durch die Rollgeschwindigkeit des Anhängers $\dot{\psi}$ um die Längsachse (Bild 4):

durch den Tragflügel

$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_F} f_{Mf} F \frac{b^2}{12} \cos^2 \Sigma \right] \frac{q}{v} \dot{\psi}$$

durch die Flosse

$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_s} f_{Ms} F_s \frac{H^2}{3} \right] \frac{q}{v} \dot{\psi}$$

durch die Radverkleidung

$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_R} f_{MR} F_R \frac{H_R^2}{3} \right] \frac{q}{v} \dot{\psi}$$

durch das Querruder

$$\left[\frac{d c_a}{d \beta_Q} f_{Mq} m F \frac{b \cdot l_r}{16} \cos^2 \Sigma \right] \frac{q}{v} \dot{\psi}$$

2. Momente um die Längsachse, verursacht durch eine Auslenkung ψ um die Längsachse (Bild 5):

durch die Flosse

$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_s} F_s \frac{H}{2} \sin \Sigma \right] q \psi$$

durch die Radverkleidung

$$+ \left[\frac{d c_a}{d \alpha_R} F_R \frac{H_R}{2} \sin \Sigma \right] q \psi$$

durch das Schiebe-Rollmoment

$$\left[\frac{d c_l}{d \tau} F_r \frac{b}{2} \cos(\Sigma - \alpha^*) \sin \Sigma \right] q \psi$$

durch die V-Stellung

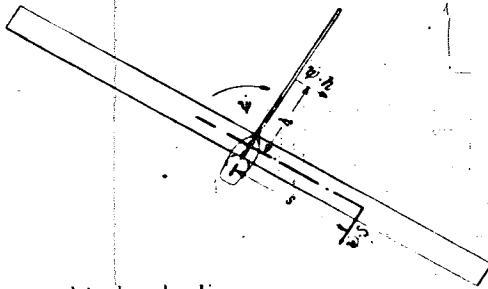
$$\left[\frac{d c_a}{d \alpha_V} F_l \gamma \cdot \frac{b}{2} \cdot \sin \Sigma \right] q \psi$$

durch das Querruder

$$\left[\frac{d c_l}{d \beta_Q} m \cdot F_r \cdot b \right] q \cdot \psi$$

Bild nicht mit

hts). Übersichtsbild für Strömungs- und Luftkräfte, wenn der Anhänger Winkelgeschwindigkeit $\dot{\psi}$ um die Längsachse dreht.



Momente um die Längsachse, verursacht durch die Anhängergeschwindigkeit $\dot{\tau}$ um die Hochachse (Bild 2):
durch die Flosse

$$\left[\frac{dc_a}{d\alpha_s} F_s l_s \frac{H}{2} \right] \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

durch die Radverkleidung

$$\left[\frac{dc_a}{d\alpha_R} F_R l_R \frac{H_R}{2} \right] \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

$K_3 \Theta_L \dot{\tau}$

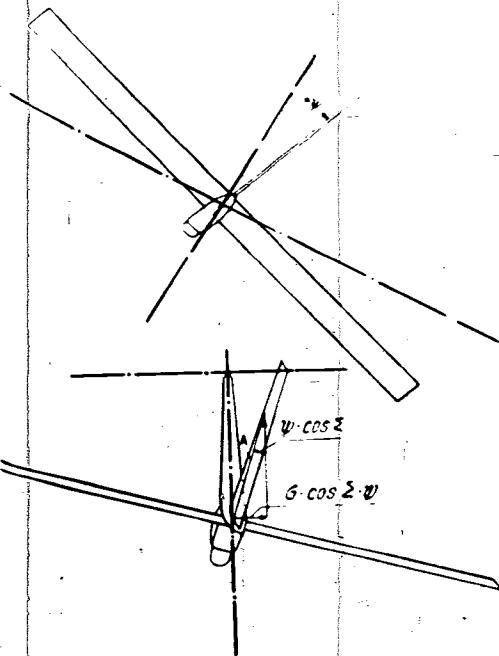
durch die V-Stellung

$$\left[\frac{dc_a}{d\alpha_V} F_V \gamma \frac{b}{4} l \right] \cos(\Sigma - \alpha) \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

durch das Schiebe-Rollmoment

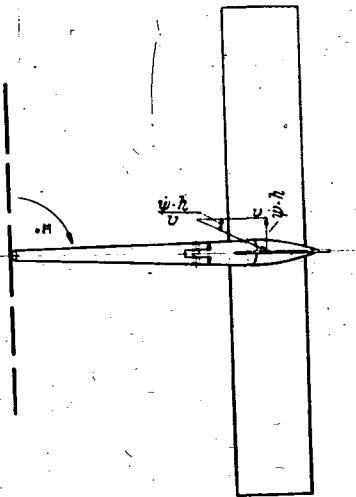
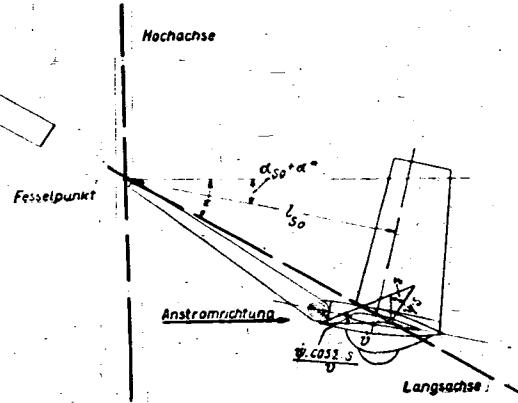
$$\frac{dc_l}{d\tau} F_l \frac{b}{2} l_i \cos \Sigma \cos(\Sigma - \alpha) \frac{q}{v} \dot{\tau}$$

Momente um die Längsachse, verursacht durch eine Auslenkung τ um die Hochachse (Bild 3):



Hochachse

Längsachse



durch die Flosse

$$\left[\frac{dc_a}{d\alpha_s} F_s \frac{H}{2} \right] \cdot q \cdot \tau$$

durch die Radverkleidung

$$\left[\frac{dc_a}{d\alpha_R} F_R \frac{H_R}{2} \right] q \cdot \tau$$

durch die V-Stellung

$$\left[\frac{dc_a}{d\alpha_V} F_V \gamma \frac{b}{4} \right] q \cdot \tau$$

durch das Schiebe-Rollmoment des Tragflügels

$$\left[\frac{dc_l}{d\tau} F_l \frac{b}{2} \cos(\Sigma - \alpha) \right] q \cdot \tau$$

$K_4 \Theta_L \tau$

Bild 5. Übersichtsbild für die Luftkräfte, wenn der Anhänger um den Winkel ψ um die Längsachse ausgelenkt ist.

Die Summe der Momente um die Längsachse ergeben zusammen mit der D'Alembertschen Trägheitskraft die Gleichung:

$$\Sigma M (\psi \ddot{\tau} + K_1 \dot{\psi} + K_2 \psi + K_3 \dot{\tau} + K_4 \tau) \Theta_L = 0 \quad (2)$$

Die beiden Gleichungen um die Längs- und Hochachse sind zwei gekoppelte homogene Differentialgleichungen:

$$\ddot{\tau} - \alpha_1 \dot{\tau} + \alpha_2 \tau - \alpha_3 \dot{\psi} + \alpha_4 \psi = 0 \quad (1)$$

$$\ddot{\psi} - K_1 \dot{\psi} + K_2 \psi + K_3 \dot{\tau} + K_4 \tau = 0 \quad (2)$$

Ansatz für deren Lösung

$$\tau = \tau_0 \cdot e^{\lambda t} \quad \text{und} \quad \psi = \psi_0 \cdot e^{\lambda t} \quad (3)$$

$$\left. \begin{aligned} \tau_0 (\lambda^2 - \alpha_1 \lambda + \alpha_2) - \psi_0 (\lambda \alpha_3 + \alpha_4) &= 0 \\ \tau_0 (\lambda K_3 + K_4) - \psi_0 (\lambda^2 + K_1 \lambda + K_2) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

Soll dieses Gleichungssystem noch andere Lösungen als die triviale Lösung $\tau_0 = 0; \psi_0 = 0$ haben, so muß die Determinante

$$\begin{vmatrix} \lambda^2 - \alpha_1 \lambda + \alpha_2 & -\lambda \alpha_3 - \alpha_4 \\ \lambda K_3 + K_4 & \lambda^2 + K_1 \lambda + K_2 \end{vmatrix} = 0$$

damit erhält man folgende Gleichung 4. Grades:

$$\lambda^4 - c_1 \lambda^3 + c_2 \lambda^2 - c_3 \lambda - c_4 = 0.$$

Dabei ist $\lambda = \delta + i\omega$ und

$$\begin{aligned} c_1 &= K_1 + \alpha_1 \\ c_2 &= K_2 - \alpha_2 - K_1 \alpha_1 - K_3 \alpha_3 \\ c_3 &= K_1 \alpha_2 + K_2 \alpha_1 - K_3 \alpha_4 - K_4 \alpha_3 \\ c_4 &= K_2 \alpha_2 - K_4 \alpha_4 \end{aligned}$$

Die allgemeine Lösung der Gleichung lautet für die Hochachse:

$$\tau = \tau_{01} e^{c_1 t} + \tau_{02} e^{c_2 t} + \tau_{03} e^{c_3 t} + \tau_{04} e^{c_4 t}$$

und für die Längsachse

$$\psi = \psi_{01} e^{c_1 t} + \psi_{02} e^{c_2 t} + \psi_{03} e^{c_3 t} + \psi_{04} e^{c_4 t}$$

Durch Gl. (4) ist die Zuordnung von τ_0 zu ψ_0 und damit die Phasenverschiebung gegeben.

$$\tau_{0i} = \psi_{0i} \frac{\lambda_i - \alpha_3 - \alpha_4}{\lambda_i^2 - \alpha_1 \lambda_i - \alpha_2}$$

b. Statische Stabilität.

Der Anhänger fliegt im Nachstrom des Zugflugzeuges. Die Drehung des Schraubenstrahles des Zugflugzeuges versucht den Anhänger um seine Längsachse zu drehen. Durch die Drehung schiebt der Anhänger. Der schrag angeblasene Rumpf des Anhängers erhöht den Widerstand erheblich. Aus diesem Grunde ist eine gute statische Stabilität notwendig.

Ein Maß für die statische Stabilität ist das Glied

$$c_4 = K_2 \alpha_2 - K_4 \alpha_4 > 0.$$

Betrachtet man zuerst das Produkt $K_2 \cdot \alpha_2$, so wird K_2 groß, wenn Σ positiv ist, d. h. wenn der Schwerpunkt des Anhängers tiefer liegt als der Fesselpunkt. Bei dieser Anordnung wird die statische Stabilität erhöht, wenn die Flosse groß ist und der Anhänger positive V-Stellung besitzt. Ein im Anhänger eingebautes Querruder, das bei einer Drehung des Anhängers um die Längsachse automatisch ausschlägt erhöht die statische Stabilität wesentlich. α_2 wird erhöht, durch eine große Flosse und dadurch, daß der Abstand der Seitenflosse l_0 vom Fesselpunkt groß gemacht wird.

Der Widerstand und ein selbsttätig ausschlagendes Seitenruder erhöht ebenfalls wie der Steigflug und ein vergrößerter Abwind die statische Stabilität.

Den zweiten Anteil zur statischen Stabilität liefert das Glied $K_4 \cdot \alpha_4$. K_4 wird durch eine große nach oben gerichtete Flosse und positiver V-Stellung negativ. Ist jetzt α_4 ebenfalls positiv, so erhöht dies zweite Glied die statische Stabilität. Da α_4 sich aus Summanden zusammensetzt, von denen einer $G \cdot l_0 \cdot \cos^2 \Sigma$ unabhängig vom Staudruck ist, während der Einfluß der Flosse und V-Stellung usw. vom Staudruck abhängen, muß man diesen Anteil von Fall zu Fall abschätzen, um das gewünschte Optimum zu erhalten.

c) Dynamische Stabilität.

Für einen ruhigen Flug des Anhängers genügt eine gute statische Stabilität allein nicht. Die Wirbelschleppen der Zugmaschine und deren Luftschraube leiten Störmomente ein, die gedämpft werden müssen. Bei der gekoppelten Anhängerbewegung sind die Dämpfungsverhältnisse so zu durchsichtig. In der Lösungsgleichung für τ, ψ (Gl. (1)) ist $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ bei normalen Verhältnissen eine komplexe Größe. Deren Realteil ein Maß für die Dämpfung ist. Die Bestimmung der Dämpfung muß durch Einsetzen aller Faktoren und Bestimmung von c_1, c_2, c_3, c_4 und Lösung der Gleichung 4. Grades vorgenommen werden. Da dies Verfahren sehr umständlich ist und im wesentlichen das Verschwinden der Dämpfung, d. h. das Gebiet der Dauerschwingung vermeiden werden soll, wird zur Diskussion der dynamischen Stabilität das Routhsche Kriterium benutzt. Für eine gedämpfte Bewegung muß folgende Bedingung erfüllt sein:

$$\begin{aligned} c_1 > 0 \quad c_2 > 0 \quad c_3 > 0 \quad c_4 > 0 \\ R = c_1 c_2 c_3 - c_3^2 - c_1^2 c_4 > 0. \end{aligned}$$

Durchrechnungen von Anhängern zeigen, daß in den gebräuchlichen Fällen c_1, c_2, c_3, c_4 durchweg größer als Null sind, während die Routhsche Diskriminante, die hier mit R bezeichnet sein soll, in einigen Fällen kleiner als Null war.

Zu einer Betrachtung der dynamischen Stabilität wird der Ausdruck für R etwas vereinfacht. Bei den einzelnen Anteilen

$$\begin{aligned} c_1 &= K_1 + \alpha_1 \\ c_2 &= K_2 - \alpha_2 + K_1 \alpha_1 - K_3 \alpha_3 \\ c_3 &= K_1 \alpha_2 + K_2 \alpha_1 - K_3 \alpha_4 - K_4 \alpha_3 \\ c_4 &= K_2 \alpha_2 - K_4 \alpha_4 \end{aligned}$$

zeigt die Durchrechnung, daß die Glieder $K_1 \alpha_1$ und $K_3 \alpha_3$ bei c_2 und die Glieder $K_3 \alpha_4$ und $K_4 \alpha_3$ bei c_3 gegenüber den übrigen vernachlässigt werden können. Mit dieser Vereinfachung erhält man als Bedingung für die dynamische Stabilität

$$(K_2 - \alpha_2)^2 - \frac{K_4 \alpha_4}{K_1 \alpha_1} (K_1 - \alpha_1)^2 > 0$$

Da K_1 negativ ist, ist der zweite Summand der instabilisierende Anteil und es ist notwendig, diesen möglichst klein zu machen. Erreicht wird dies durch eine Flosse unterhalb des Tragflügels oder negativer V-Stellung. Unangenehm ist bei diesem Ausdruck α_4 , da dieser Wert bei gewissen Bau- und Flugzuständen sein Vorzeichen wechseln kann. Die Dämpfungsglieder $K_1 \alpha_1$ stehen einmal im Zähler und in anderer Form im Nenner.

Macht man den Unterschied zwischen K_2 und α_2 möglichst groß, so hat man hier ein Mittel in der Hand, die dynamische Stabilität wesentlich zu verbessern bzw. aus dem Bereich der Dauerschwingungen zu gelangen. K_2 wird groß, wenn man die Flosse groß macht und den Schwerpunkt gegenüber dem Fesselpunkt tief legt. Den Hauptanteil bringt ein automatisch gekoppeltes Querruder, wie es bei der Betrachtung der statischen Stabilität erwähnt wurde.

Flugmechanisch ist dieses Stabilisierungsmittel ebenfalls einleuchtend.

Nehmen wir an, daß der Anhänger durch eine Störung um die Hochachse ausgelenkt wird, so wird die Flosse schräg angeblasen und führt den Anhänger in seine Ausgangslage zurück. Angefachte Schwingungen sind nicht wahrscheinlich.

Wird der Anhänger aber durch den Schraubenstrahl oder etwas Ähnliches um seine Längsachse gedreht, so gibt die Auftriebskomponente des Tragflügels ein Moment, das den Anhänger um seine Hochachse mit $G \cdot \psi \cdot l_0$ auslenkt.

Wird der Anhänger stärker beladen, so ist sein Gewicht und damit die instabilisierende Gewichtskomponente größer. Die Flosse versucht diese Auslenkung zu verhindern. Mit abnehmendem Staudruck wird diese rückführende Kraft immer kleiner, während das Gewicht und die auslenkende Komponente gleich bleiben. So treten im Langsamfliegen, wenn die rückführende Kraft kleiner als die auslenkende ist,

gen auf. Die gekoppelte Bewegung verläuft folgender-
 Der um die Längsachse gedrehte Anhänger wird-
 die Komponente $G \cdot \psi \cdot l$ um die Hochachse aus-
 l. Durch das gleichzeitige Schieben und Rollen ver-
 rückt sich der Anstellwinkel um $\Delta \alpha = \psi \tau$. Um den
 den Auftrieb zu erhalten sinkt der Anhänger nach unten
 Die oberhalb des Anhängers angeordnete Flosse dreht
 den Anhänger, der Rollwinkel ändert sein Vorzeichen und
 damit steigt der Anhänger. Mit der Drehung des Tragflügels
 ändert die Auftriebskomponente ihre Richtung. Sie wirkt
 jetzt rückführend. Zusammen mit der Flosse treibt sie den
 Anhänger zurück. Die Auftriebskomponente treibt ihn
 weiter nach außen. In der Außenstellung dreht die Flosse
 den Anhänger wieder um die Längsachse und Flossenkraft
 und Auftrieb wirken rückführend. Das Spiel wiederholt
 sich. Diese Dauerschwingung kann zum Absturz des An-
 hängers führen.

Nach dem Entwurf eines Anhängers ist es aus diesem
 Grunde notwendig, diesen nach dem eben beschriebenen
 Rechenverfahren auf seine Stabilität zu prüfen.

IV. Vergleich der Versuchsergebnisse mit der Theorie.

a) Windkanalversuche.

Zur Prüfung der theoretischen Überlegungen wurden
 Windkanalversuche durchgeführt. Das Modell (Bild 6)
 gleicht geometrisch dem Anhänger P 21 B (6 m Spannweite).
 Die allgemeinen Baudaten des Anhängermodells waren:

Tragflügel:			
Spannweite	b	0,802 m	
Flügeltefe	l	0,12 m	
Flügelfläche	F_f	0,096 m ²	
Flügelstreckung	λ	6,67	
Auftriebsanstieg	$dc_a dx$	3,91	
Abstand Druckpunkt-Hochachse	l_f	0,377 m	
Seitenflosse:			
Höhe (von Rumpfmittellinie an)	H	0,266 m	
Tiefe an der Wurzel	l_f	0,133 m	
äußere Tiefe	l_a	0,088 m	
Fläche	F_f	0,0293 m ²	
Auftriebsanstieg	$dc_a dx$	3,59	
Abstand Druckpunkt-Hochachse	l_a	0,389 m	
Radverkleidung:			
Höhe (von Rumpfmittellinie bis Radunterkante)	H_R	0,069 m	
Flossenfläche	F_R	0,0056 m ²	
Auftriebsanstieg	$dc_a dx_R$	0,5	
Abstand Druckpunkt-Hochachse	l_{R0}	0,428	
Gewicht	G	2,24 kg	
Trägheitsmoment um die Hochachse		von 0,0290 bis 0,0329	
Trägheitsmoment um die Längsachse		0,00599	
Abstand Schwerpunkt-Fesselpunkt	l_{G0}	0,354 m	
Abstand Widerstandangriffspunkt-Fesselpunkt	l_{R0}	0,428 m	

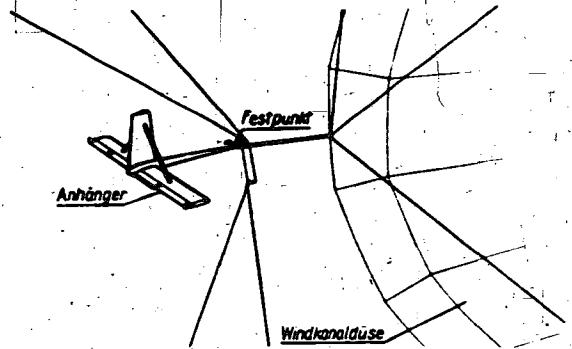


Bild 7. Versuchsanordnung.

Winkel zwischen Verb.-Linie-Fesselpunkt-Schwerpunkt gegen Nullauftriebsrichtung	α_{G0}	18,5°
Winkel zwischen Verb.-Linie-Fesselpunkt-Flossenluftkraftangriffspunkt gegen Nullauftriebsrichtung	α_{R0}	0°
Radverkleidung-Luftkraft gegen Nullauftriebsrichtung	α_{R0}	23°
Winkel zwischen Verb.-Linie-Fesselpunkt-Widerstandangriffspunkt gegen Nullauftriebsrichtung	α_{R0}	18,5°

Auf dynamische Ähnlichkeit war kein Wert gelegt, da die Theorie unabhängig von der Masse ihre Gültigkeit haben muß. In der Mitte des Windkanals 11 der Luftfahrt-Forschungsanstalt Hermann Göring in Braunschweig wurde durch Spanndrähte ein Fesselpunkt geschaffen. An dem Fesselpunkt wurde der Anhänger um alle Achsen beweglich aufgehängt.

Durch Anzupfen oder Anstoßen wurde der Anhänger gestört. An der Anhängerflosse oben, sowie am Heck des Anhängers waren Glühlampen befestigt. Die Ausschwingkurven der Glühlampen wurden von oben gefilmt. Aus diesen Aufnahmen wurde die Schwingungszeit und Dämpfung bestimmt und mit der Theorie verglichen. Die Ausschwingkurven sind für verschiedene Geschwindigkeiten in Bild 8 bis 10 wiedergegeben.

Der Schwingungsbeginn wurde bei einem Deichselknick von $\delta_K = 24^\circ$ (Bild 11c) bei 23 m/s beobachtet. Nach der Rechnung ergab die Gleichung 4. Grades zwei Schwingungsgleichungen, von denen eine stark gedämpft war, während die zweite eine wesentlich geringere Dämpfung zeigte. Die erste Schwingung klang so rasch ab, daß für den Vergleich von Theorie und Versuch nur die weniger gedämpfte Schwingung beobachtet werden brauchte. Es sollten da noch bei 20 m/s Schwingungen einsetzen. Nach der Theorie ist es möglich bis auf 3 m/s in diesem Fall den Schwingungsbeginn vorherzubestimmen. Die gemessene Dämpfung (Bild 11a) erreicht im Größtwert die berechnete. Der Mittelwert liegt etwas darunter. Die berechnete Schwingungszeit stimmt mit der gemessenen gut überein.

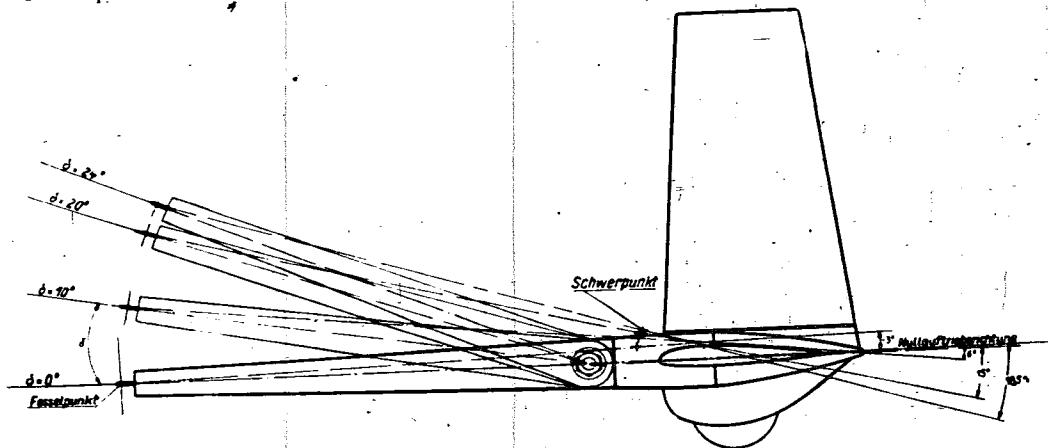


Bild 6. Seitenansicht vom Anhängermodell mit Knickdeichsel.

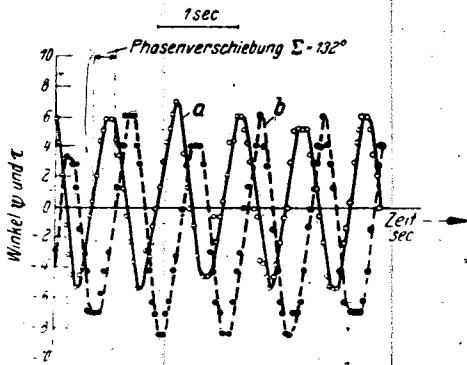


Bild 8. Anhänger $\delta = 24^\circ$. Dauerschwingung bei $v = 23$ m/sec.
a) Hochachse τ .
b) Längsachse ψ .

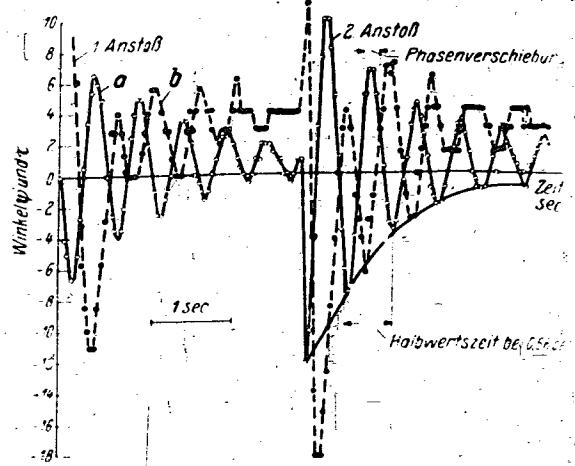


Bild 9. Anhänger $\delta = 24^\circ$. Ausschwingkurve bei $v = 23$ m/sec.
a) Hochachse τ .
b) Längsachse ψ .

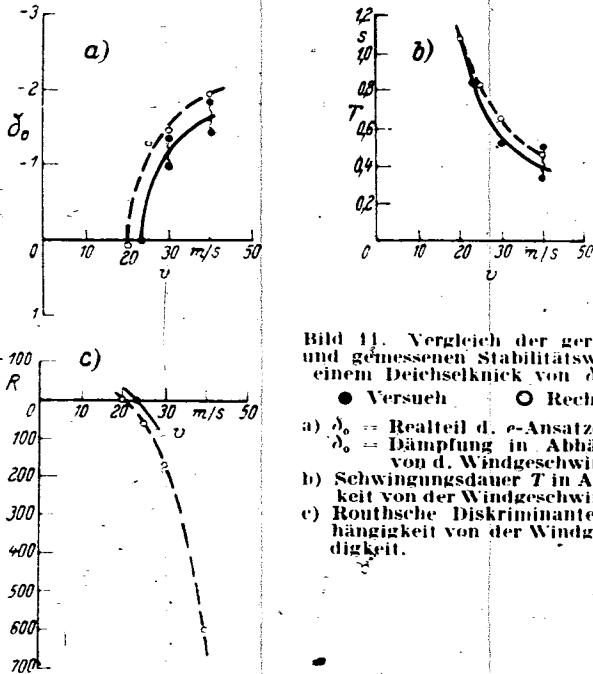


Bild 11. Vergleich der gerechneten und gemessenen Stabilitätswerte mit einem Deichselknick von $\delta = 24^\circ$.
● Versuch ○ Rechnung.

a) δ_0 = Realteil d. σ -Ansatzexpon.
 δ_0 = Dämpfung in Abhängigkeit von d. Windgeschwindigkeit.
b) Schwingungsdauer T in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit.
c) Routhsche Diskriminante in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit.

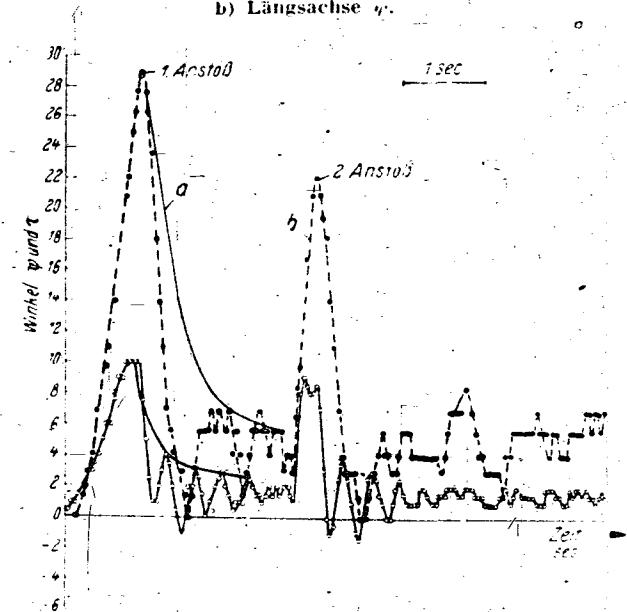


Bild 10. Anhänger $\delta = 24^\circ$. Ausschwingkurve bei $v = 30$ m/sec.
a) Hochachse τ .
b) Längsachse ψ .

Für einen Deichselknick von $\delta_K = 20^\circ$ wurde der Schwingungsbeginn bei 23,5 m/s berechnet, während im Versuch am Anhänger bei 22,5 m/s Schwingungen beobachtet wurden. Bei einer Knickdeichsel von $\delta_K = 10^\circ$ ergab die Rechnung Dauerschwingungen bei 33,5 m/s, während im Versuch Dauerschwingungen bei 32,5 m/s beobachtet wurden.

Eine negativ ausgeschlagene Wölbungsklappe vergrößerte die Schwerpunktstieflage gegenüber dem Fesselpunkt. Diese Stabilisierungsmaßnahme wurde ebenfalls im Windkanal erprobt. Nach der Rechnung war die Dauerschwingung bei 37 m/s zu erwarten, während im Versuch Dauerschwingungen bei 39 m/s auftraten.

Bei der Diskussion der dynamischen Stabilität war ein Querruder als Abhilfemaßnahme gegen Anhängerschwingungen vorgeschlagen worden. Zur Erprobung wurde ein Modell nach Bild 12 mit einem Querruder ausgerüstet. Durch das Querruder wurde die Stabilität um die Längsachse so stark erhöht, daß gekoppelte Schwingungen erst bei einer Geschwindigkeit von 22 m/s zu erwarten waren. Im Versuch traten Dauerschwingungen erst bei 20 m/s auf. Die Übereinstimmung zwischen Rechnung und Versuch ist auch in diesem Falle recht gut.

b) Wasserkanalversuche.

Die theoretische Betrachtung sowie die Windkanalversuche gelten für Anhänger, die mit gleichmäßig paralleler Geschwindigkeit angeströmt werden. Der wirkliche Anhänger dagegen fliegt in dem durch Rumpf, Leitwerk und Schraube gestörten Bereich (Bild 13).

Zur Überprüfung, wie diese Abschirmung durch das Zugflugzeug sich auf den Anhänger auswirkt, wurde eine Teiluntersuchung im Wasserkanal durchgeführt. Ein Anhängermodell wurde an die Auftriebswaage des Wasserkanals angebaut und das dc_a/dv_x der Flosse wurde mit und ohne den als Blende davorgesetzten Flugzeugrumpf gemessen. Wurde der Flugzeugrumpf vor den Anhänger gesetzt, so sank das dc_a/dv_x der Flosse um 25%.

Für die im Nachstrom des Zugflugzeuges fliegenden Anhänger ist es daher notwendig, mit einem Wirkungsgrad der Flosse von $\eta \sim 0,75$ zu rechnen. Weitere Modellmessungen über diese Abschirmwirkung sind notwendig.

c) Flugversuche.

Umfangreiche Flugmessungen wurden an der P 21b durchgeführt (2). Die allgemeinen Daten der P 21b waren:

Gewicht	116 kg
Trägheitsmoment um die Längsachse	13 kgms ²
Trägheitsmoment um die Hochachse	129 kgms ²
Tragflügel:	
Spannweite	6,08 m
Tiefe	0,9 m
Abstand Druckpunktflügel bis Fesselpunkt	3,13 m
Seitenflosse:	
Höhe	1,77 m
Fläche	1,49 m ²

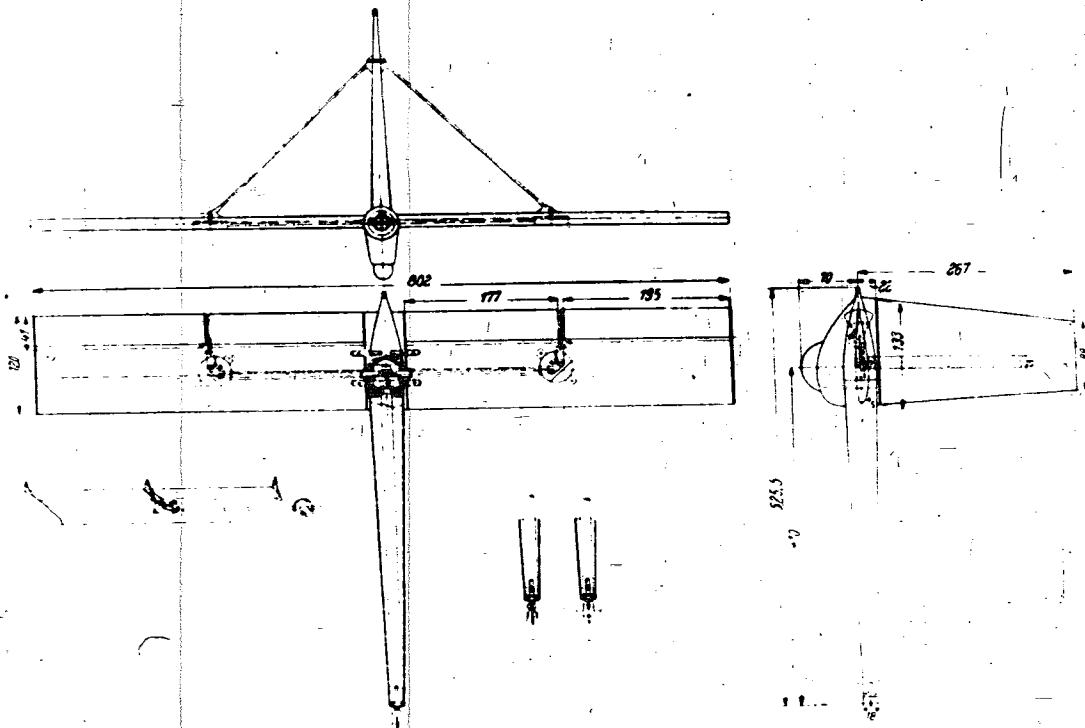


Bild 12. Windkanalmodell vom Anhänger P 21 B im Maßstab 1:15 geometrisch verkleinert.

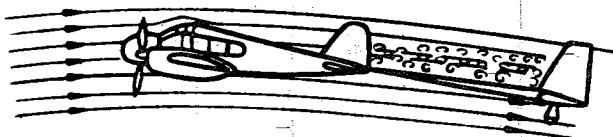


Bild 13. Anhänger im Nachstrom des Zugflugzeuges.

Nach dem unter Abschnitt III beschriebenen Verfahren wurde die dynamische Stabilität geprüft. Bei 102 km/h waren Dauerschwingungen zu erwarten, während im Fluge bereits bei 120 km/h Dauerschwingungen beobachtet wurden. Führte man nach Abschnitt IV b den Wirkungsgrad des Flossen-Luftkraftanstieges von $\eta = 0,75$ ein, so waren theoretisch Schwingungen bei 118 km/h zu erwarten. Mit der Einführung dieses Wirkungsgrades stimmen Theorie und Flugversuch bestens überein. Im Steigflug wurde, wie ebenfalls die Theorie zeigt, bessere Stabilität erzielt, als im Gleitflug.

Aus überschlägigen Überlegungen heraus, wurde versucht durch eine Luftbremse die dynamische Stabilität zu verbessern (Bild 14).

Zuerst wurde eine Luftbremse von $0,24 \text{ m}^2$ Bremsfläche in Höhe der Radachse angeordnet. Die Flugversuche ergaben eine, gegen alle Erwartungen gesteigerte Schwingungsneigung. Wurde die Bremse am Ende des Tragflügels angebracht, so war die stabilisierende Wirkung etwas besser, während eine, am Hinterende der Flosse angebaute Bremse die beste Wirkung zeigte. Erst die unter Abschnitt III mitgeteilte Theorie gab Aufschluß über dies merkwürdige Verhalten. Die Bremse am Fahrwerk ergibt neben der stabilisierenden Wirkung eine Auftriebserhöhung und zugleich ein Moment, das den Anhänger in die instabile Hochlage hebt. Damit wird die Schwingung früher eingeleitet. Eine Bremse an der Hinterkante des Tragflügels hat neben dem großen Widerstand auch eine auftriebserhöhende Wirkung. Durch diese Spreizklappenwirkung, der, an der Tragflügelhinterkante angeordneten Bremse wird der Schwerpunkt ebenfalls in die instabile Hochlage gehoben, so daß der große Widerstand wenig nützt. Die Lage der Bremse an der Flossen-hinterkante ist dagegen besser.

Übereinstimmend mit der Theorie brachte ein durch die Seitenbewegung des Anhängers gesteuertes Seitenruder eine Verbesserung der dynamischen Stabilität.

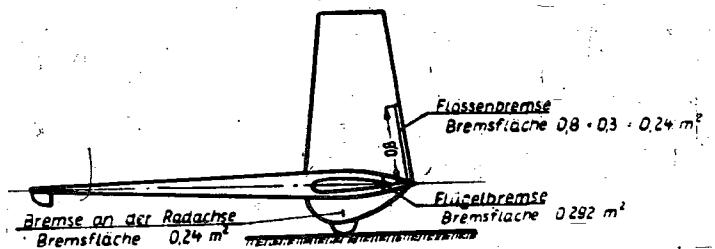


Bild 14. Anhänger P 21 b mit verschieden angeordneten Luftbremsen.

Den gleichen Erfolg hatte ein mit der Drehbewegung gekoppeltes Querruder.

An einem größeren Anhänger von 9,6 m Spannweite wurde ebenfalls die dynamische Stabilität untersucht. Hier waren bei Berücksichtigung der Abschirmung des Rumpfes Schwingungen bei 160 km/h zu erwarten. Im Flugversuch setzten die gekoppelten Schwingungen bei 160 km/h ein.

Diese gute Übereinstimmung der theoretischen Rechnungen mit den Flugversuchen sind Beweis für die Richtigkeit der Ansätze, die zur Überprüfung der dynamischen Stabilität der Anhänger in Abschnitt III abgeleitet wurden.

V. Untersuchungen verschiedener Einflüsse.

a) Freiheitsgrad Querachse.

Außer den unter Abschnitt III behandelten Bewegungen um die Hoch- und Längsachse ist jetzt noch eine Bewegung des Anhängers um die Querachse möglich.

Die Momente um die Querachse setzen sich aus folgenden Anteilen zusammen, wenn mit φ der Auslenkwinkel aus der Gleichgewichtslage bezeichnet ist.

Vom Auftrieb des Flügels

$$\frac{dc_a}{d\alpha_f} F_f \cdot l_f \cos(\alpha_{f0} + \alpha^*) q \varphi.$$

Von der Dämpfung des Flügels

$$\frac{dc_a}{d\alpha_f} F_f l_f^2 \cos^2(\alpha_{f0} + \alpha^*) \frac{q}{v} \varphi.$$

Der Einfluß von gleichzeitigem Rollen und Schieben

$$\frac{dc_a}{d\alpha_f} F_f l_f \cos(\alpha_{f0} + \alpha^*) q \varphi \tau.$$

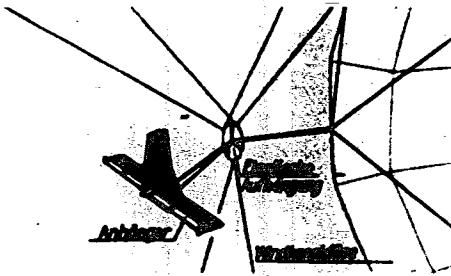


Bild 15. Gefederte Aufhängung des Fesselpunktes im Windkanal. Der Fesselpunkt des Anhängers ist elastisch in 3 Spiralfedern befestigt.

Die Summe der Momente ergibt eine Differentialgleichung, deren linke Seite eine gedämpfte Schwingung darstellt.

$$\ddot{q} + k_1 \dot{q} - k_2 q = k_3 \psi \tau.$$

Auf der rechten Seite befindet sich die Störfunktion. Durch die Bewegung um die Hoch- und Längsachse wird eine Bewegung um die Querachse verursacht. Die Frequenz der Schwingung um die Querachse muß, da ψ und τ als Produkt auftreten, doppelt so groß sein wie die Frequenz der Bewegung um die Hoch- und Längsachse. Der Einfluß der Bewegung des Anhängers um die Querachse auf die Bewegung um die Hoch- und Längsachse ist dagegen sehr gering.

b) Schwingungsfähige Aufhängung des Fesselpunktes.

Zur Überprüfung des Einflusses der Bewegung des Fesselpunktes der beim Anhänger durch das Heck des Zugflugzeuges gegeben ist, wurde im Windkanal der Fesselpunkt nach Bild 15 in Federn aufgehängt. Trotzdem die Federn ungedämpft waren, kam der Anhänger nach einer Auslenkung selbsttätig in seine Mittellage zurück. Die gekoppelten Schwingungen um Hoch- und Längsachse traten erst dann in Erscheinung, wenn die in Abschnitt III dargestellten Stabilitätsbedingungen nicht mehr erfüllt waren.

Bei dieser elastischen Aufhängung des Fesselpunktes trat eine andere Art einer gekoppelten Schwingung auf. Der Anhänger bewegte sich um die Querachse und führte außerdem Bewegungen in Vertikalrichtung aus. Die Anfachung ist wohl qualitativ die gleiche wie beim Flügelklappen. Die Freiheitsgrade sind in diesem Falle die Bewegung in der vertikalen Richtung (beim Flattern Flügelbiegung) und die Drehbewegung um die Querachse (beim Flattern Flügelrotation).

Im Fluge können bei äußerst instabilen Zugmaschinen diese Schwingungen evtl. eine Rolle spielen.

c) Spiel im Querruder.

Aus Herstellungsgründen war ein Spiel im Querrudergestänge von $\pm 1,5^\circ$ vorhanden. Wegen dieses Spieles führte der Anhänger kleine Schwingungen um die Nulllage aus. Die angefachte Schwingung wollte sich ausbilden, wurde aber nach Überwindung des Spieles im Querruder fortgesteuert, so daß das Modell nur relativ kleine Bewegungen um die Längsachse ausführte, die mit den gekoppelten gefährlichen Schwingungen um die Hoch- und Längsachse nicht zu vergleichen sind.

Bei der Großausführung wurde auf das sorgfältigste das Spiel in der Steuerung vermieden. Es wurden daher auch beim Flugversuch keine Schwingungen beobachtet. Mit diesen Versuchen wurde die Theorie der Verfasser bestätigt. Es lassen sich die beim Anhänger auftretenden gefährlichen Schwingungen um die Hoch- und Längsachse durch ein Querruder fortsteuern. Die von den verschiedenen Seiten gegen das Querruder geäußerten Bedenken, daß dieses dauernd kleine Schwingungen um die Nulllage erzeugt, wurden ebenfalls durch den Versuch widerlegt.

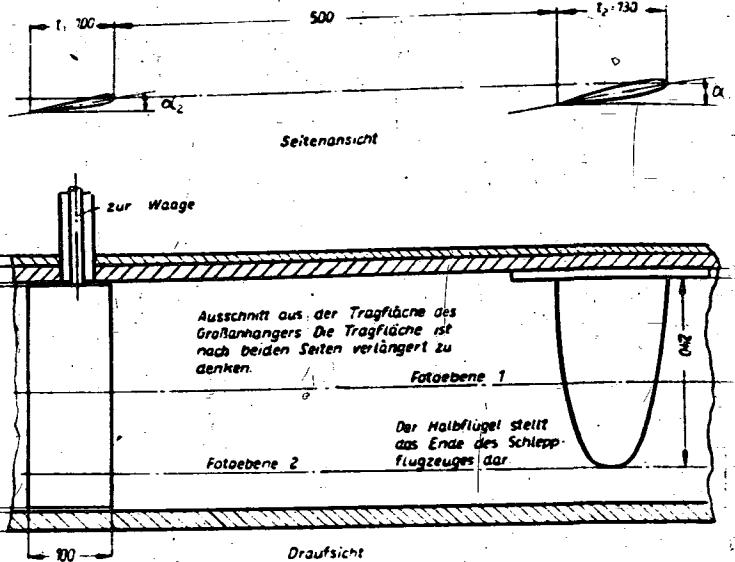


Bild 16. Versuchsanordnung im Wasserkanal zur Untersuchung des Randwirbel einflusses der Zugmaschine auf den Groß-Anhänger, dessen Spannweite größer ist als die der Zugmaschine.

d) Überspannweite.

Aus Leistungsgründen ist erwünscht, die Spannweite des Anhängers möglichst groß zu machen. Ist die Spannweite des Anhängers größer als die der Zugmaschine, so liegt der Teil der Anhängertragfläche, der die gleiche Spannweite wie die Zugmaschine hat, im Abwindfeld des Zugflugzeuges. Das überragende Ende liegt dagegen im Aufwindfeld. Bei der Landung wird der Winkelunterschied besonders hoch. Um ein qualitatives Bild von den Verhältnissen zu bekommen, wurde ein Wasserkanalversuch durchgeführt. Die geringe Breite des Wasserkanals von 300 mm gestattet nur einen Teilausschnitt aus der gesamten Aufgabensstellung zu untersuchen. Ein Halblügel nach Bild 16 wurde an der Stahlwand des Wasserkanals befestigt. Der Halblügel stellt das äußere Ende des Tragflügels der Zugmaschine dar. Das Ende des Halblügels war umströmt. Der Randwirbel, das Abwindfeld sowie das Aufwindfeld waren im Wasserkanal gut sichtbar. Hinter diesem Tragflügel war die Anhängertragfläche an der Waage des Wasserkanals befestigt. Dieser Flügel war durch die Wände des Kanals begrenzt (Ebenes Problem). An diesem Ausschnitt des Anhängers wurden die angreifenden Kräfte gemessen. Bei kleinen Anstellwinkeln der vorderen Tragfläche war im Strömungsbild an der hinteren Anhängertragfläche keine Störung zu bemerken. Bei größeren Anstellwinkeln des Tragflügels war das Ende des Halblügels stark umströmt. Der Abwindwinkel hinter der Tragfläche war groß (Bild 17, Fotoebene II). Im Randwirbel und weiter über die Spannweite hinaus wurde durch die Randströmung ein starker Aufwind erzeugt. Die Abwindströmung stand im Winkel von 23° gegen diese Aufwindströmung. Aus diesem Grunde war die Strömung an der Anhängertragfläche in dem überragenden Ende abgerissen (Bild 18). Es ist daher nicht ratsam für den Fieseler-Deichsel-Schlepp bei dem Zugmaschine und Anhänger bei der Landung große c_d -Werte erreichen, eine Überspannweite einzuführen.

VI. Zusammenfassung.

Beim Fieseler-Deichsel-Schlepp traten bei großen Zuladungen und geringen Geschwindigkeiten Schwingungen um die Hoch- und Längsachse auf. Die Ursachen für diese Schwingungen wurden theoretisch geklärt. Aus dem D'Alembertschen Ansatz des Momentengleichgewichtes ergaben sich zwei gekoppelte Differentialgleichungen 2. Ordnung. Hieraus wurde die Stabilität des Systems mit Hilfe des Routhschen Kriteriums für das Abklingen eingeleiteter Schwingungen untersucht. Die Theorie wurde mit Windkanal-

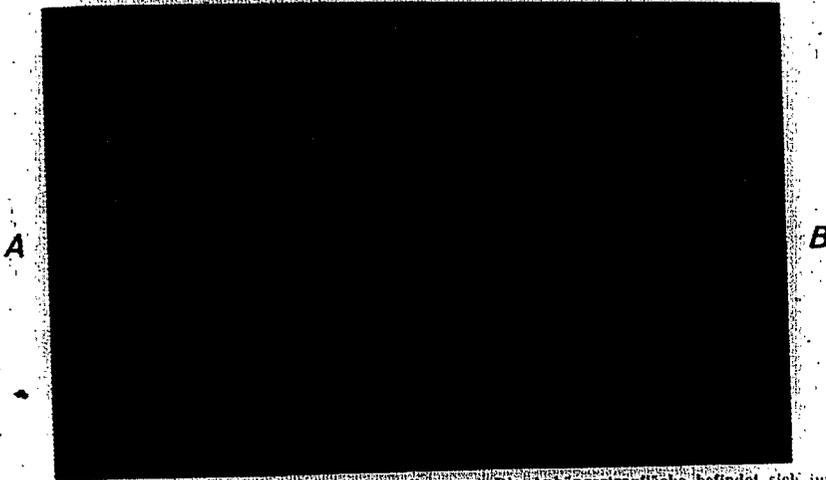


Bild 17. Lichtbild der Strömung hinter dem Schleppflugzeug. Die Anhängertragfläche befindet sich im Abwind. Die Strömung an der Anhängertragfläche liegt an (Bild 16, Photoebene 1).

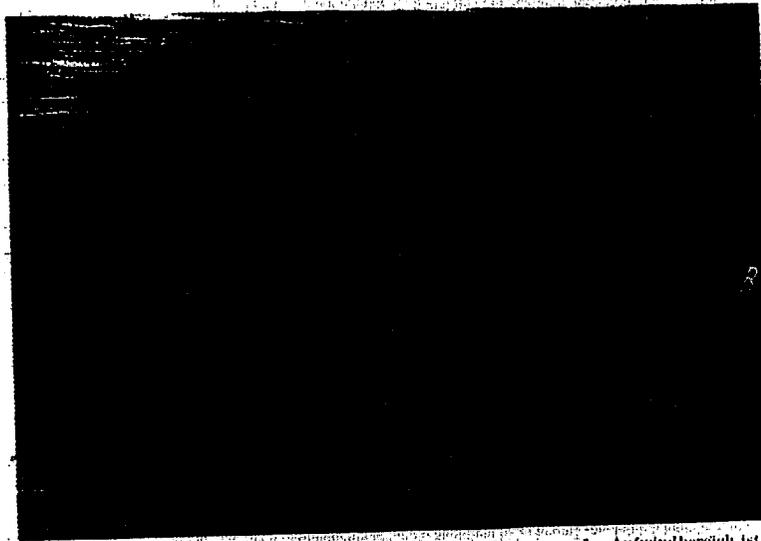


Bild 18. Räumliches Bild der Umströmung am Flügelende des Schleppflugzeuges. Im Aufwindbereich ist am Anhänger die Strömung abgerissen, während sie im Abwindbereich (dabinter) anliegt (Bild 16, Photoebene 2).

A Anhängertragfläche. B Flügelende des Schleppflugzeuges.

VII. Schlüßwort.

sachen und Flugversuchen geprüft. Die quantitative Übereinstimmung ist gut.

Stark instabilisierend wirkt die Auftriebskomponente des Tragflügels. Die instabilisierende Wirkung kann durch eine große Flosse, ein gesteuertes Seitenruder, durch Schwerpunktstieflage gegenüber dem Deichselschlepppunkt oder durch ein selbsttätig gesteuertes Querruder beseitigt werden. Ein Hochdecker ist leichter zu stabilisieren als ein Tiefdecker.

- (1) Petrikat u. Pieruschka, Schwingungsuntersuchungen am Fieseler-Deichselschleppanhänger, Abt.-Bericht vom 17. 2. 1941.
- (2) Fiedler, Die Flugerprobung des GFW-Deichselschleppers.
- (3) E. I. Routh, A Treatise on the Stability of Motion, London Macmillan and Co. 1877.

B. v. Schlippe und R. Dietrich
Zur Mechanik des Luftreifens

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

Umfang 20 Seiten A 4 mit 51 Bildern

Zu beziehen gegen einen Unkostenbeitrag von 3,— RM
je Exemplar einschl. Porto und Verpackung durch die ZWB

G. N. Watson

A Treatise
on the Theory of Bessel Functions

Vervielfältigt im Auftrage des Reichsluftfahrtministeriums
von der

Zentrale für wissenschaftliches Berichtswesen
der Luftfahrtforschung des Generalluftzeugmeisters (ZWB)

Zu beziehen gegen einen Unkostenbeitrag von 25,— RM
je Exemplar einschl. Porto und Verpackung durch die ZWB

L. Prandtl

Führer durch die Strömungslehre

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

Eigentum des Reichsluftfahrtministeriums

Umfang 382 Seiten, 314 Bilder

Zu beziehen gegen eine Leihgebühr von 5,— RM
je Exemplar zuzüglich Porto und Verpackung durch die ZWB

J. Nikuradse

Turbulente Reibungsschichten
an der Platte

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

Umfang 24 Seiten A 4 mit 39 Bildern

Zu beziehen gegen einen Unkostenbeitrag von 3,— RM
je Exemplar zuzüglich Porto und Verpackung durch die ZWB