

DIPLO.-ING. WALDEMAR BEYER
KONSTRUKTION
DER SEGELFLUGZEUGE



SAMMLUNG GÖSCHEN BAND 1106

Sammlung Göschens

Unser heutiges Wissen in kurzen, klaren, allgemeinverständlichen Einzeldarstellungen

Jeder Band in Leinwand geb. RM. 1.62

Bei gleichzeitiger Abnahme gleicher oder inhaltlich zusammengehöriger Bände treten folgende Gesamtpreise in Kraft: 10 Exemplare RM. 14.40; 25 Exemplare RM. 33.75; 50 Exemplare RM. 63.—

W
vol
bui
B

de Gruhner & Co.
chen'sche Verlagsbuchhandlung / J. Guttentag, Verlags-
Georg Reimer / Karl J. Trübner / Welt & Comp.
W 10 und Leipzig

Ziel der „Sammlung Göschens“ ist, in kurzen, klaren, leichten und übersichtlichen Einzeldarstellungen eine klare, leichte und übersichtliche Einführung in die Gebiete der Wissenschaft und Technik zu geben; in engem Rahmen, auf wissenschaftlicher Grundlage und unter Berücksichtigung des neuesten Standes der Wissenschaft bearbeitet, soll jedes Bändchen eine Belehrung bieten. Jedes einzelne ist in sich geschlossen dargestellt, aber alle Bändchen in innerem Zusammenhang miteinander, so daß das Ganze, vollendet vorliegt, eine einheitliche, geordnete Darstellung unseres gesamten Wissens bilden dürfte.

W - r l i c h e B e r z e i c h n i s s e
der v i e l e i t e r s c h i e n e n B ä n d e u m s o n s t u n d p o s t f r e i

Bibliothek zur Luftfahrt

aus der Sammlung Göschen

| | Nr. |
|--|------|
| Deutschlands Luftfahrt und Luftwaffe. Entwicklung — Leistung — Gliederung — Aufgaben — Berufe. Von H. Geyer, Ministerialrat und Abteilungschef im Luftfahrtministerium. Mit Geleitworten des Herrn Reichsministers der Luftfahrt und Oberbefehlshabers der Luftwaffe und des Herrn Reichs- und Preußischen Ministers für Wissenschaft, Erziehung und Volksbildung | 1107 |
| Das Kriegsflugzeug. Flugzeugarten, militärische und technische Anforderungen. Von Oberleutnant a. D. Georg W. Feuchter und Ingenieur Richard Schulz. Mit 33 Abbild. | 1108 |
| Mechanik des Motor- und Segelfluges. Von Prof. Dr. Emil Everling und Dr.-Ing. habil. Horst Müller. Mit 42 Abbildungen. | 841 |
| Konstruktion der Motorflugzeuge. Von Dipl.-Ing. Hermann Landmann. Mit 100 Abbildungen | 1105 |
| Konstruktion der Segelflugzeuge. Von Dipl.-Ing. Waldemar Beyer. Mit 50 Bildern | 1106 |
| Luftverkehr. Von Prof. Dr. Emil Everling. Mit 44 Abbildungen und einem Luftverkehrs-Flugplan | 1114 |

Weitere Bände sind in Vorbereitung

Alle Rechte, insbesondere das Übersetzungrecht,
von der Verlagshandlung vorbehalten

Archiv-Nr. 111106

Druck von Walter de Gruyter & Co., Berlin W 35
Printed in Germany

Sammlung Göschen

Konstruktion der Segelflugzeuge

Von

Dipl.-Ing. Waldemar Beyer

Mit 50 Bildern



W a l t e r d e G r u y t e r & C o .
vormals G. J. Göschen'sche Verlagshandlung . J. Guttentag, Verlags-
buchhandlung . Georg Reimer . Karl J. Trübner . Veit & Comp.

Berlin 1937 Leipzig

Inhalt.

| | Seite |
|---|-------|
| I. Einleitung | 5 |
| II. Arten der Segelflugzeuge. | |
| 1. Art des Flugbetriebes | |
| a) Anfangs-Schulung | 7 |
| b) Übungsflug | 7 |
| c) Leistungsflug | 10 |
| 2. Arten der Flugzeuge | 13 |
| 3. Forderungen an die einzelnen Flugzeugarten | 14 |
| a) Anfängerflugzeuge | 15 |
| b) Übungsflugzeuge | 17 |
| c) Leistungsflugzeuge | 18 |
| III. Konstruktion. | |
| a) Schulflugzeug | |
| Überlegungen für den Vorentwurf | 21 |
| Ermittlung der Flächengröße | 23 |
| Beispiel | 29 |
| Aerodynamische Berechnung: Formeln | 34 |
| Anwendung auf das Beispiel | 35 |
| Stabilität | |
| Allgemeines | 41 |
| Formeln | 42 |
| Formeln für den Flügel allgemeiner Form. — | |
| Profiländerung und Schränkung über die Spannweite. — Beispielrechnung | 44 |
| Bestimmung des Leitwerkmomentes | 54 |
| b) Übungsflugzeug | 58 |
| 1. Fläche | 59 |
| Beispiele | 60 |
| Auswahl der Profile | 67 |
| Umrißform des Flügels | 68 |
| 2. Rumpf | 69 |
| Der Führersitz | 69 |
| c) Leistungsflugzeug | 71 |
| 1. Das Geschwindigkeitsflugzeug | 72 |
| 2. Das Steigflugzeug | 73 |
| a) Profilauswahl und aerodynamischer Aufbau des Flügels | 73 |

| | Seite |
|--|-------|
| b) Die genaue Bestimmung der Polaren | 78 |
| c) Aufbau des Flügels | 81 |
| d) Einrichtungen zur Verschlechterung des Gleitwinkels | 81 |
| e) Rumpf | 86 |
| f) Bestimmung der Polaren des ganzen Flugzeugs | 87 |
| IV. Sonderausführungen | 93 |
| 1. Entenbauart | 93 |
| 2. Schwanzlose Flugzeuge | 94 |
| a) Aerodynamische Grundlagen..... | 94 |
| b) Steuerung | 98 |
| c) Rumpf | 100 |
| V. Konstruktionselemente des Segelflugzeugs | 101 |
| Tafeln | 101 |

Literaturangaben.

Lehrbücher:

Fuchs, Hopf, Seewald, Aerodynamik, Berlin 1934 u. 1935.

Jaeschke, Flugzeugberechnung, Berlin 1935.

Jakobs, Werkstattpraxis, 1936.

Georgii, Flugmeteorologie, Leipzig 1927.

Prandtl, Ergebnisse der Versuchsanstalt zu Göttingen. Lieferung I—IV, München und Berlin 1923 bis 1932.

NACA, Techn. Notes und Air-Reports 1927 bis 1935.

Ergänzende Bände der Sammlung Göschen:

Nr. 54. Defant, Meteorologie, 1929.

Nr. 841. Everling und H. Müller, Mechanik des Motor- und Segelfluges, 1936.

Zeitschriftenaufsätze:

Blenk, Göttinger Sechskomponentenmessungen an Flügeln mit V-Form, Pfeilform und Verwindung. Luftfahrtforschung Band 17 (1926) S. 202.

Müller, Horst, Flügelschnitt und Flugleistung, Luftfahrtforschung Band 5 (1928) S. 1—28.

Ursinus, Profilsammlung des Flugsports.

I. Einleitung.

Als Otto Lilienthal im Jahre 1886 die ersten Versuche mit seinem Gleitflugzeug unternahm und dabei die ersten Erkenntnisse über das Wesen der Luftkräfte gewann, schuf er damit die Grundlage für die Entwicklung der gesamten Flugtechnik.

Die Basis für deren Entwicklung war also das Gleitflugzeug, und blieb es auch so lange, bis so leichte Motoren gebaut werden konnten, daß man mit ihrer Hilfe größere Flüge mit längerer Zeitdauer ermöglichen konnte.

Mit der Entwicklung des Motorfluges trat der Gleitflug stark in den Hintergrund. Er mußte sich mit der Rolle eines Sportes, der nicht einmal sehr verbreitet war, begnügen. Nur an einigen Stellen wurde schon vor dem Kriege das Gleitflugzeug systematisch zum Experimentieren und Sammeln von Erfahrungen herangezogen. In diesem Zusammenhang müssen die Arbeiten der Darmstädter Flugsportvereinigung, welche aus einer Gruppe Studierender der Technischen Hochschule Darmstadt bestand, erwähnt werden.

Nach dem Kriege, als durch die Bestimmung des Versailler Diktates die Betätigung im Motorflug in Deutschland fast unmöglich war, trat der Gleitflug zuerst als Sport plötzlich in den Vordergrund. Und von diesem Zeitpunkt setzt eine Entwicklung ein, die mit außergewöhnlichem Eifer vorgetragen, bald die überraschendsten Ergebnisse zeitigte. Die Flugleistungen stiegen an und damit wurden auch die Ansprüche, welche an das Fluggerät in Hinsicht auf aerodynamische Güte als auch auf Baufestigkeit gestellt wurden, immer größer. Die gewonnenen Erkenntnisse wurden sofort weiter verwertet.

So entwickelte sich der Segelflug mit seinen immer steigenden Leistungen und damit das Segelflugzeug zu immer größerer Vollkommenheit. Die Anfangszeit des Segelfluges,

während der man noch nach den verschiedensten Möglichkeiten der Leistungssteigerung suchte, wurde von einem Zeitabschnitt gefolgt, in dem sich die Grundsätze für die Bauart nach den verschiedenen Verwendungszwecken klar entwickeln.

So entstand die Unterteilung in Schul-, Übungs- und Leistungsflugzeug. Die zunehmende Erkenntnis von den Vorgängen in der Atmosphäre, welche ihrerseits zum großen Teil der Forschungsarbeit von Segelfliegern zu verdanken ist, hatte einen großen Einfluß auf die Entwicklung der verschiedenen Flugzeugtypen.

Man unterscheidet heute bereits Schulflugzeuge, welche für bergiges Gelände und solche, welche für die Ebene vorteilhafter sind, Übungsflugzeuge für den Hangsegelflug und solche, welche zum Thermiksegeln geeignet sind. Auch bei den Hochleistungsflugzeugen werden schon Unterschiede gemacht, je nachdem, ob das Flugzeug für die Ausnutzung auch schwacher Thermik geeignet oder ob es bei günstigen Gleitwinkeln besonders schnell, also für den Streckenflug geeigneter ist.

Im Rahmen des vorliegenden Buches soll nun auf die Entwicklung der Bauformen mit Rücksicht auf den Verwendungszweck besonders eingegangen werden, wobei Beispielrechnungen die Art des Vorgehens klarer gestalten sollen. Es ist bei dem beschränkten Raum nicht möglich, in die feinsten Einzelheiten der Konstruktionsteile einzugehen. Es wird vielmehr getrachtet, die Zusammenhänge möglichst klar zu formulieren, so daß sie möglichst allgemeinverständlich sind. Auf die Festigkeitsberechnung kann nicht eingegangen werden, weil sie auch beim Segelflugzeug bereits sehr umfangreich wird und im engen Rahmen nicht so dargestellt werden kann, daß Mißverständnisse ausgeschlossen sind.

II. Arten der Segelflugzeuge.

1. Art des Flugbetriebes.

a) Anfangs-Schulung.

Der Schulbetrieb im Segelflug wird stets in einsitzigen Maschinen durchgeführt und geht so vor sich, daß man bei kleinen „Sprüngen“ beginnt, um bei zunehmender Vertrautheit der Schüler diese langsam immer mehr auszudehnen, bis längere gerade Flüge daraus werden. Wenn der Schüler im Geradeausflug genügend sicher ist, so beginnt man mit Kurvenfliegen, wobei man ebenso vorsichtig vorgeht wie bei Beginn der Schulung.

Bis zum Erreichen genügender Sicherheit und Vertrautheit des Schülers in allen beschriebenen einfachen Fluglagen pflegt man eine einfache Schulmaschine zu verwenden. Dabei werden deren Eigenschaften außer von den psychologischen Bedingungen der Einsitzerschulung, z. B. mangelnde oder übermäßig starke Reaktion des Führers auf Lageänderungen, auch sehr stark vom Gelände abhängig sein. Es ist ja selbstverständlich, daß der Gleitwinkel des zu verwendenden Flugzeugs in Übereinstimmung mit den Neigungswinkeln der vorhandenen Gelände sein muß. Denn in flachem Gelände wird ein Flugzeug mit schlechtem Gleitwinkel nur sehr kurze Flüge erreichen können — zum Nachteil für den Führer, bei dem der Schulungserfolg ja unmittelbar von der Flugdauer abhängt.

Umgekehrt hätte es keinen Sinn, eine Maschine mit guten Gleitwinkeln dort einzusetzen, wo das Gelände gebirgig ist, denn es besteht dann die Gefahr, daß das Flugzeug mit dem Führer irgendwohin fliegt, und dabei Fluglageänderungen eintreten, welche der Mann noch nicht beherrscht.

b) Übungsflug.

Ist der Schüler genügend sicher, so gibt man ihm ein Flugzeug in die Hand, das bei besseren Flugleistungen entsprechend

empfindlicher in den Rudern ist. Man hat ja jetzt nicht mehr zu befürchten, daß der Schüler übertrieben starke Steuerausschläge macht. Bei den Übungsflügen wird der Führer bereits größere Flugdauer erzielen. Sie werden, wo Hänge genügender Höhe vorhanden sind, mit Gummiseilstart ausgeführt, können aber auch mittels der Auto- und Seilwindenschlepps durchgeführt werden. Das Flugzeug besitzt dann eine Ausklink-

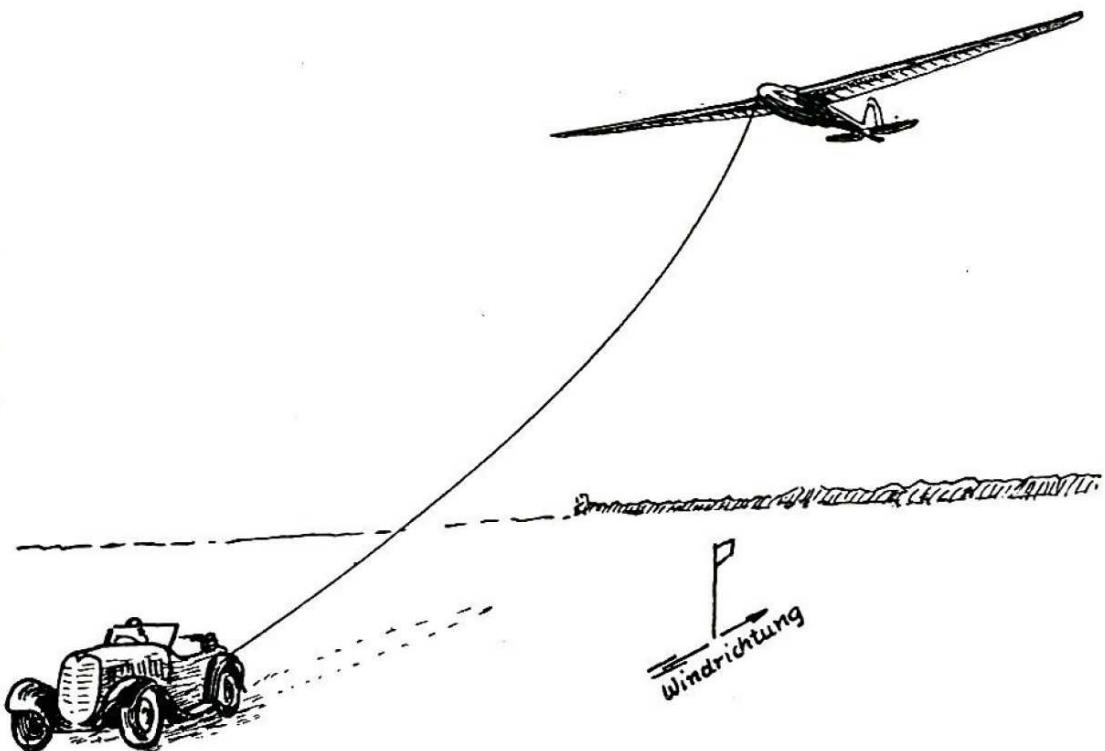


Bild 1. Autoschlepp.

vorrichtung, welche vom Führersitz aus betätigt werden kann. Beim Autoschlepp (Bild 1) wird es mittels dieser Vorrichtung an ein etwa 120—200 m langes Stahlkabel gehängt. Dieses ist an der Rückseite eines genügend starken Kraftwagens, ebenfalls mittels einer Ausklinkvorrichtung, welche vom Fluglehrer bedient wird, befestigt. Der Start geht so vor sich, daß der Wagen das Flugzeug hochzieht, bis die vorgegebene Höhe erreicht ist. Darauf klinkt der Führer des Flugzeugs aus und kommt im Gleitflug wieder zur Erde.

Diese Methode setzt das Vorhandensein großer, ebener Flächen voraus, welche mit einem Wagen bei verhältnismäßig

hoher Geschwindigkeit befahren werden können. Um diesem Übelstand auszuweichen, benutzt man den Windenschlepp (Bild 2). Bei diesem steht eine Seilwinde fest auf einem passenden Platz. Gegen den Wind wird nun das Kabel ausgelegt

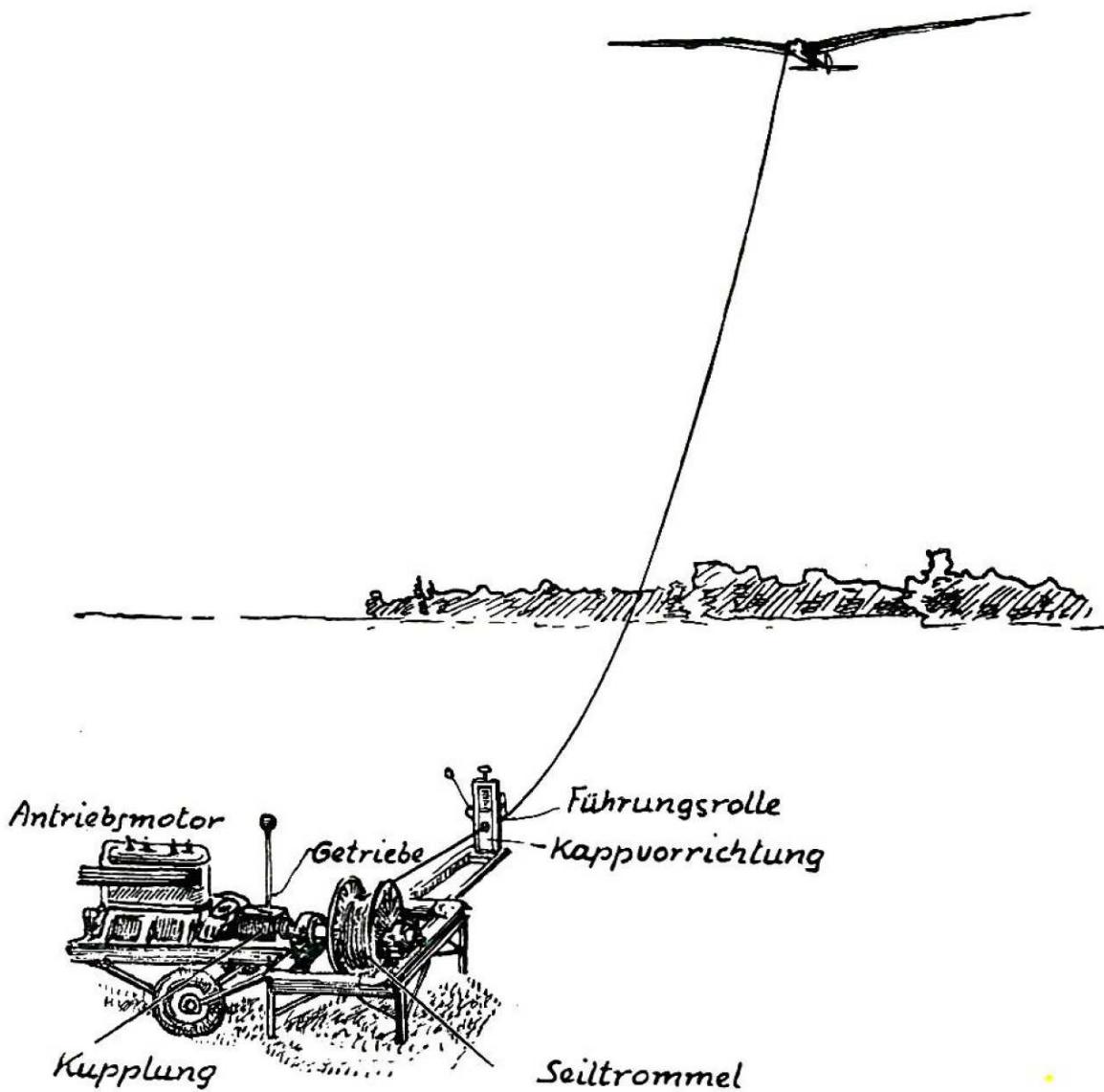


Bild 2. Schematische Darstellung des Windenschlepps.

— je nach Platzverhältnissen 800 bis 1200 m weit. Es trägt am freien Ende einen Ring, mit welchem es an der Ausklinkvorrichtung des Flugzeugs befestigt wird. Auf ein Zeichen des Lehrers oder Flugleiters setzt der Führer der Winde diese in Bewegung und schleppt so das Flugzeug hoch. Um Unfälle zu vermeiden, welche dadurch entstehen, daß durch einen Fehler

an der Ausklinkvorrichtung oder eine Unbesonnenheit des Führers des Flugzeugs, dieses nicht vom Schleppkabel freikommt, ist an der Winde eine Kappvorrichtung vorgesehen. Sie muß fest an der Winde angebracht sein und auf einen Hebeldruck des Windenführers das Schleppkabel augenblicklich durchschneiden.

Während der Übungsflüge sammelt der Schüler Erfahrungen, lernt im Aufwind und bei böigem Wetter fliegen. Er macht seine C-Prüfung und die amtliche C-Prüfung. Seine Flugpraxis wächst, und er bekommt jetzt Maschinen in die Hand, welche das Leistungssegeln gestatten.

c) Leistungsflug.

Unter Leistungssegelflug versteht man die verschiedenen Arten des Segelns, welche die Verhältnisse in der freien Atmosphäre gestatten. Den Segelflug am Hang pflegt man mit diesem Namen nicht zu bezeichnen. Fernsegelflüge sind bei zwei Ereignissen im Luftmeer möglich: Entweder beim Auftreten einer Gewitterfront, die Frontsegelflüge, oder beim Auftreten vertikaler thermischer Strömungen, der Thermiksegelflug.

Gewitterfronten (Bild 3) entstehen dadurch, daß im Rahmen einer Großwetterlage, kalte Luftmassen aus dem Norden mit großer Geschwindigkeit über den Kontinent streichen. Da die kalte Luft schwerer ist als die vor ihr liegende Warmluft, so hebt sie diese hoch, wobei die vertikalen Geschwindigkeiten sehr hoch werden können. In der Kondensationshöhe entstehen dann riesige Kumuluswolken, welche an der Vorderseite der Front scharf begrenzt sind. Unter diesen Wolken, vor der Kaltluftwelle, segelt man nun mit dem Flugzeug hin und her. Die Fortbewegungsgeschwindigkeit der Maschine ist also genau so groß wie die der Front. Frontflüge sind daher von der Eigengeschwindigkeit des verwendeten Flugzeuges in der erreichbaren Flugweite fast nicht abhängig.

Sie können mit jeder Maschine ausgeführt werden, sofern nur die Sinkgeschwindigkeit klein genug ist, um damit an die Front heranzukommen. Läßt man sich durch ein Motorflugzeug anschleppen, so könnte man Frontflüge fast mit jedem Übungsflugzeug ausführen. Anders verhält es sich beim Thermiksegelflug.

Thermische Aufwinde entstehen meist dadurch, daß eine

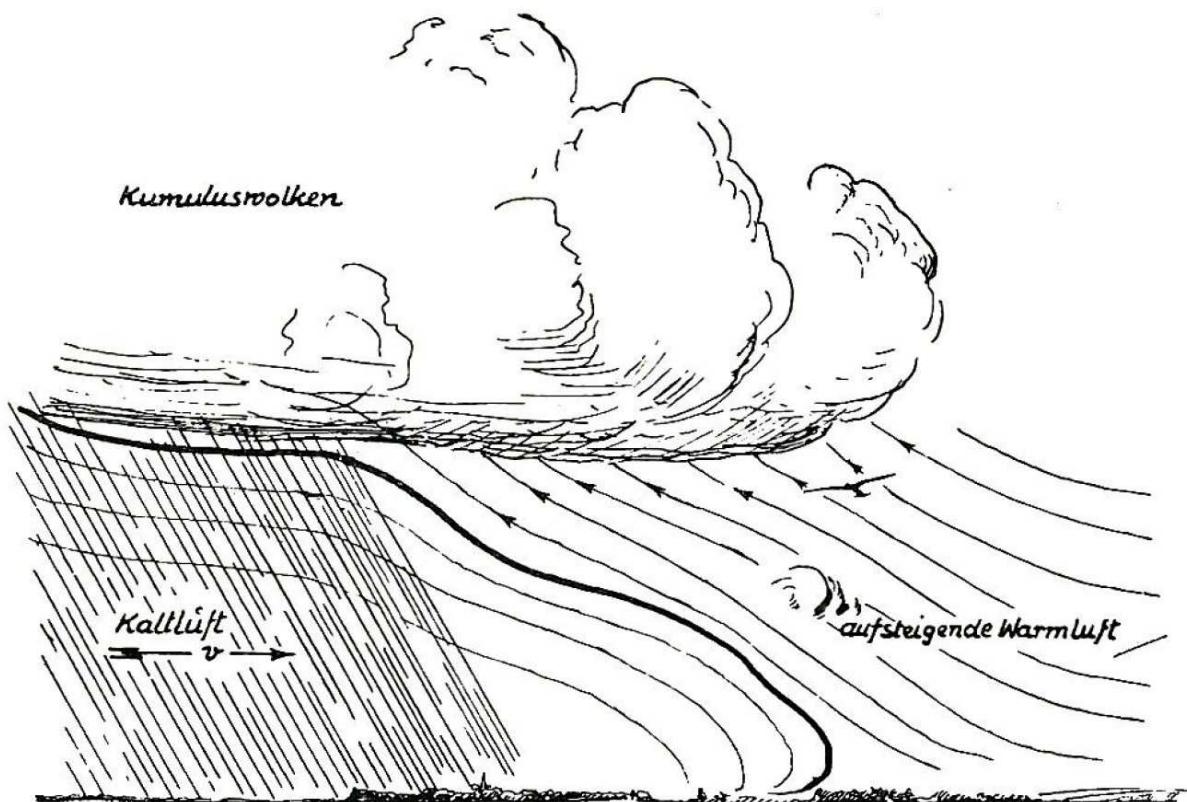


Bild 3. Schema einer Gewitterfront.

örtliche starke Erwärmung der Erdoberfläche eine Erwärmung der darüber lagernden Luft zur Folge hat. Ist diese weit genug fortgeschritten, so beginnt sie aufzusteigen und bildet dabei mehr oder weniger ausgedehnte Aufwindfelder, die sogenannten „Thermikschläuche“. Ihre Vertikalgeschwindigkeit hat in mittleren Höhen meist einen Wert von ungefähr 2 bis 4 m/sec. Es können aber unter Umständen auch Werte bis 10 m/sec und darüber auftreten. Da es sich dabei um einen Austauschvorgang handelt, so sind beim Auftreten von

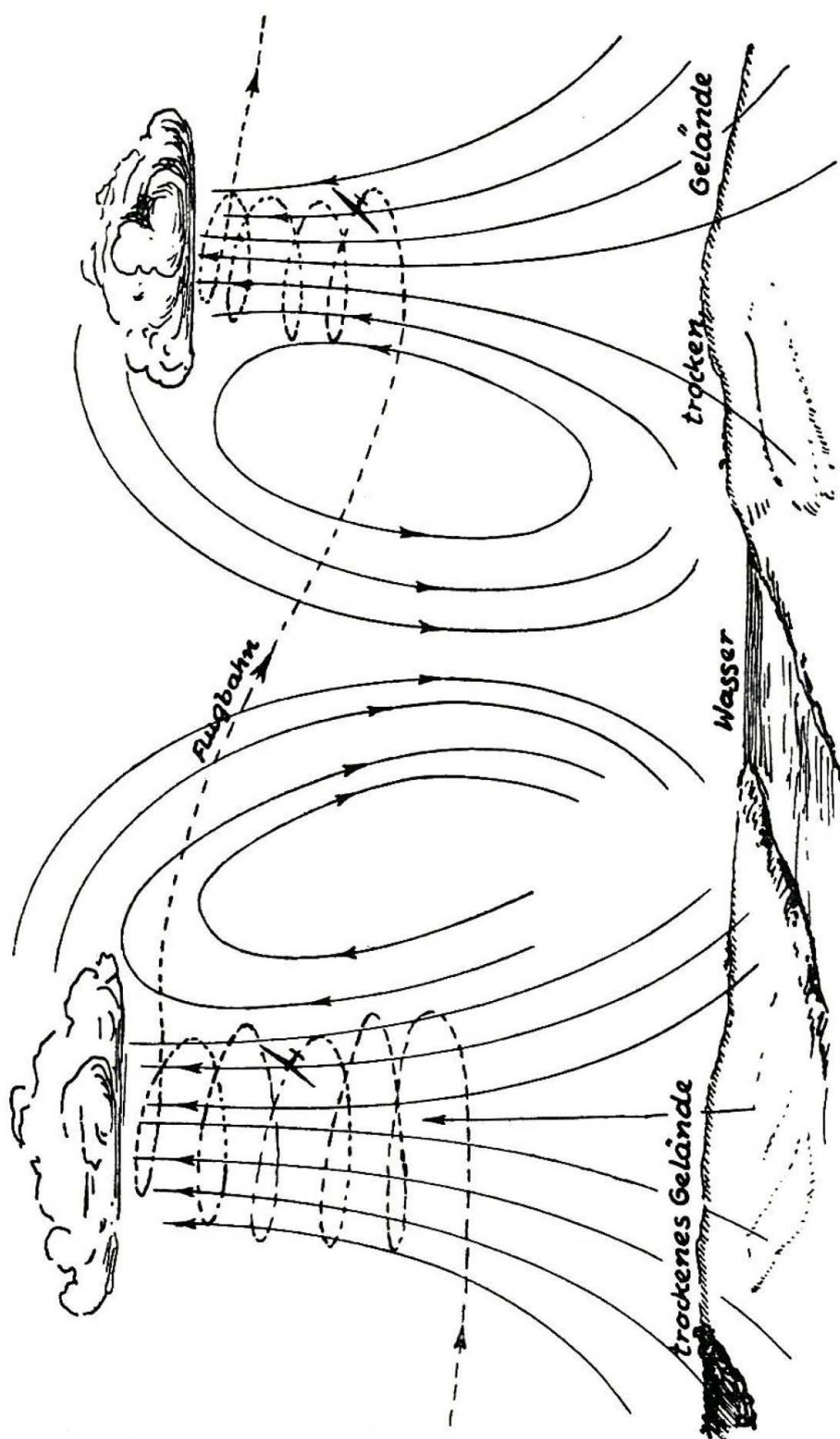


Bild 4. Schema des thermischen Luftaustausches.

Thermik auch stets Felder absteigender Luftbewegung vorhanden (Bild 4).

Wenn man Überlandflüge in Thermik ausführt, so geht man dabei so vor, daß man sich in einem Thermikschlauch durch Kurven hochschafft, bis die Steiggeschwindigkeit der Maschine zu klein wird. Dann verläßt man dieses Aufwindfeld in der gewählten Richtung, um in gestrecktem Gleitflug die nächste Thermikstelle zu erreichen. Hier ist es natürlich wünschenswert, eine Maschine zu besitzen, welche bei guten Gleitwinkeln hohe Horizontalgeschwindigkeit aufweist. Denn je größer diese ist, desto weiter kann man, bei sonst gleichen Verhältnissen, in der gegebenen Zeit fliegen.

2. Arten der Flugzeuge.

Man unterscheidet entsprechend den drei Arten des Flugbetriebes auch drei Arten von Segelflugzeugen: Das Anfänger-Schulflugzeug, das Übungsflugzeug und das Leistungsflugzeug. Dazu kommen noch einige Spezialausführungen, welche im durchschnittlichen Flugbetrieb wenig verwendet werden. Das sind z. B.: zweisitzige Übungsflugzeuge, mehrsitzige Anhängerflugzeuge und für den Betrieb auf Wasserflächen geeignete Maschinen. Auch wurden Segelflugzeuge für meteorologische Beobachtungen und Messungen gebaut.

Solche Spezialforderungen ändern am grundsätzlichen Aufbau der Flugzeuge meist sehr wenig, wohl aber werden die Größenverhältnisse dadurch verändert. Z. B. ist der Aufbau eines Wasser-Segelflugzeuges nur dadurch vom normalen Flugzeug verschieden, daß der Rumpf als Boot mit Kufe ausgeführt wird, und die Schwimmstabilität ähnlich wie bei Motor-Wasserflugzeugen durch Anbringen von Stützschwimmern erzielt wird. Da Segelflugzeuge stets als Schulter- oder Hochdecker gebaut werden, ist in dieser Hinsicht überhaupt kein Unterschied vorhanden.

Bei zweisitzigen Segelflugzeugen ist nur die Platzfrage wesentlich. Sie werden entsprechend der höheren Belastung durch die zweite Person größer. Sonst gleichen sie den normalen Segelflugzeugen. Aus diesen Gründen wird auf diese besonderen Ausführungen nicht weiter eingegangen.

3. Forderungen an die einzelnen Flugzeugarten.

Die Forderungen an die einzelnen Arten ergeben sich aus zwei Überlegungen. Erstens aus denen, welche sich unmittelbar aus der Betriebsart ergeben und zweitens aus jenen, welche in Hinsicht auf ein bestimmtes Betriebsziel gestellt werden müssen. Das ist so zu verstehen: Wird z. B. der Segelflug als Selbstzweck aufgefaßt, so wird man die Flugeigenschaften der Maschine vom Standpunkt des Segelfliegers auswählen und auf höhere Steuerempfindlichkeit für das Anfängerflugzeug verzichten. Man wird das mit Rücksicht darauf tun, daß Brüche im allgemeinen durch Steuerfehler des Schülers entstehen. Ist das Flugzeug nur wenig empfindlich und folgt einer fehlerhaften Steuerbewegung nicht zu schnell, so hat der Mann Zeit, den Fehler auszugleichen — die Wahrscheinlichkeit des Fluges ohne Bruch wird größer. Da der Segelflug als Selbstzweck als reiner Sport aufgefaßt werden kann, ist die Forderung nach billigem und relativ sicherem Betrieb selbstverständlich und man wird das Flugzeug nach dem vorher genannten Gesichtspunkt bauen.

Anders liegt der Fall, wenn die Anfängerausbildung im Segelflug als Vorschulung für den Motorflug betrachtet wird, das heißt also, diesen als Betriebsziel zu setzen. Verwendet man nun im Schulbetrieb ein Flugzeug der oben geschilderten Art, so wird der Schüler gewohnt, Lageänderungen der Maschine durch große Steuerausschläge zu beheben. Im Motorflugzeug mit seiner meist sehr hohen Steuerempfindlichkeit führt aber diese Gewohnheit zum Übersteuern, demgemäß, wenn dieser Vorgang in Bodennähe vor sich geht, zum Bruch.

Mit Rücksicht auf das veränderte Betriebsziel wird man also die Steuerempfindlichkeit der Segelschulmaschine der der Motormaschine so weit nähern, als es irgend möglich ist und die höhere Bruchwahrscheinlichkeit im Schulbetrieb mit in Kauf nehmen.

Denn es ist billiger, eine Anfängermaschine zu reparieren oder zu ersetzen, als ein Motorflugzeug, ja selbst billiger, als die Betriebsstunden des Motorflugzeugs, welche mehr aufgewendet werden müssen, um die üble Gewohnheit des Übersteuerns wieder aus dem Schüler herauszubringen.

Der folgenden Besprechung der Forderungen an die Schulflugzeuge wird der Fall zugrunde gelegt, daß schließlich der Motorflug als Endziel angesehen wird. Im Durchschnitt wird diese Annahme zutreffen. Die Forderungen werden eingeteilt in solche, welche von dem Gesichtspunkt des Betriebes am Boden und solche, welche vom fliegerischen Standpunkt bestimmt werden.

a) Anfängerflugzeuge.

Der gesamte Aufbau der Maschine muß möglichst einfach sein, damit ein schnelles und sicheres Auswechseln beschädigter Einzelteile möglich ist. Es soll nicht vorkommen können, daß ein Flugzeug wegen einer geringfügigen Beschädigung eines Einzelteiles für längere Zeit aus dem Betrieb gezogen werden muß.

Der Auf- und Abbau des Flugzeugs soll möglichst einfach und in kürzester Zeit möglich sein, damit Gruppen, welche auf ihrem Fluggelände keine Hallen besitzen, nicht ihre kostbare Zeit mit der Montage verlieren.

Die Reparaturfähigkeit jedes Einzelteiles soll möglichst gut sein.

Steuerführungen müssen übersichtlich und leicht zu kontrollieren sein. Es ist dafür zu sorgen, daß sie ohne Schwierigkeiten nachzustellen sind.

Der Führersitz ist möglichst so anzuordnen, daß bei Bruchlandungen ein gewisser Schutz des Schülers durch feste Bauenteile gegeben ist.

Die Anschnallgurte müssen an einem sehr festen Hauptbauteil der Maschine befestigt sein, damit bei einer Bruchlandung nicht der Bauteil zuerst zu Bruch gehen kann, welcher den Anschnallgurt zu halten hat.

Der Gleitwinkel der Schulmaschinen richtet sich nach dem Gelände, in welchem sie verwendet werden. Für Flachland und Mittelgebirge mit Hängen geringer Neigung kann er etwa 1 : 14 betragen. Im Bergland mit steiler geneigten und hohen Hängen soll er zwischen 1 : 10 bis 1 : 12 liegen. Es sei erwähnt, daß z. B. der R. R. G.-Zögling den Gleitwinkel 1 : 11 hat, während das vom Verfasser konstruierte „Rossitten-Ass“ einen Gleitwinkel von 1 : 13 besitzt. Man könnte daran denken, im Flachland Flugzeuge mit noch besserem Gleitverhältnis zu bauen. Aber mit einfachen Mitteln ist das nicht mehr möglich.

In jedem Fall wird man die normale Fluggeschwindigkeit so gering halten, als man mit einfachen Mitteln in der Lage ist. Erstens, weil man dadurch die durchschnittliche Flugdauer verlängert und zweitens, weil die Zerstörung, welche durch eine Bruchlandung hervorgerufen wird, bei höherer Geschwindigkeit größer wird. Man bedenke, daß die lebendige Kraft mit dem Quadrat der Geschwindigkeit steigt!

Die Sinkgeschwindigkeit soll bei Maschinen, welche in der Ebene verwendet werden, möglichst gering sein, während sie bei den Flugzeugen, welche im Bergland verwendet werden und denen meist lange Hänge mit großer Höhendifferenz zur Verfügung stehen, nicht sehr wichtig ist. Man könnte sagen, daß für Schulflugzeuge der erstgenannten Art eine Sinkgeschwindigkeit von 1 m/sec wünschenswert ist und sich auch bei einfacher Bauart verwirklichen läßt.

Die Steuerempfindlichkeit des Flugzeuges soll relativ hoch

sein. Man könnte sie vielleicht so festlegen, daß man sagt, daß die Maschine dem Steuerausschlag sofort und etwa im gleichen Tempo oder nur wenig langsamer folgt, wie dieser ausgeführt wird. Dabei ist noch die Forderung aufzustellen, daß Querruder und Seitenruder genau so ansprechen wie das Höhenruder. Die Lösung dieser Aufgabe ist schwierig, besonders dann, wenn geringe Fluggeschwindigkeiten angestrebt werden.

Die Eigenstabilität der Maschine muß groß sein. Diese Eigenschaft muß als Gegengewicht für die erhöhte Steuerempfindlichkeit verlangt werden, damit nicht, falls z. B. ein Schüler die Maschine durch zu starke Höhensteuerausschläge in überzogene Fluglagen bringt, Trudeln eintritt. Erfahrungsgemäß ist im Anfängerbetrieb das Überziehen der häufigste Steuerfehler. Bei den geringen Höhen, welche dabei eingehalten werden, besteht keine Möglichkeit, das Flugzeug vor dem Boden aus der Trudelbewegung herauszubringen. Meist wird auch die Fähigkeit dazu beim Führer nicht vorhanden sein. Es ist daher anzustreben, die Maschine absolut trudelsicher zu bauen.

b) Übungsflugzeuge.

Auch beim Übungsflugzeug ist ein möglichst einfacher Aufbau anzustreben. Da von der Maschine bereits höhere Flugleistungen angestrebt werden, wird die Aufgabe etwas schwieriger. Die Auswechselbarkeit der Einzelteile braucht nicht mehr so groß zu sein wie beim Anfängerflugzeug, doch ist zumindest eine schnelle Auswechselbarkeit der Kufe wünschenswert.

Die Montage soll in kürzester Zeit möglich sein, eine Forderung, die gleicherweise für alle Arten gilt.

Die Reparaturfähigkeit soll auch bei dieser Art von Segelflugzeugen gut sein, denn auch im Übungsbetrieb sind Brüche nicht gerade selten.

Die Steuerführungen sollen auch hier gut kontrollierbar sein, und das Nachstellen muß sich ohne Schwierigkeiten durchführen lassen.

Für die Lage des Führersitzes gilt dasselbe, was im vorigen Absatz gefordert wurde, ebenso von der Anbringung der Anschnallgurte.

Der Gleitwinkel der Übungsflugzeuge soll so hoch sein, als sich bei einer einfachen Konstruktionsausführung erreichen läßt. Er kann bei etwa 1:16 bis 1:18 liegen. Dementsprechend wird man auch trachten, die Sinkgeschwindigkeit so niedrig als möglich zu halten.

Die Geschwindigkeit im Normalflug kann höher sein als bei den Schulmaschinen, aber sehr hohe Geschwindigkeiten sind nicht gerade wünschenswert. Besonders ist hier Wert auf geringe Landegeschwindigkeit zu legen, weil bei den Übungsflügen der Führer öfter in die Lage kommt, in ihm unbekanntem Gelände niedergehen zu müssen. Bei der Konstruktion ist noch zu beachten, daß Schleppfähigkeit verlangt wird. Die Steuerempfindlichkeit ist gegenüber der der Schulmaschine möglichst noch zu erhöhen, wobei wieder größter Wert auf die Gleichmäßigkeit der Ruderwirkung in allen Rudern gelegt werden muß. Das ist besonders dann nötig, wenn die Maschine zum Üben in Thermik benutzt werden soll.

Die Stabilität soll sehr gut sein, doch ist es in diesem Fall nicht wünschenswert, daß die Maschine nicht trudelt. Sie soll aber freiwillig nicht trudeln, sondern diese Flugbewegung nur dann aufnehmen, wenn der Führer sie durch Steuerhilfen absichtlich einleitet. Selbstverständliche Bedingung ist, daß sie sich augenblicklich aus dem Trudeln durch Anwenden der entsprechenden Steuerbewegung herausnehmen läßt.

c) Leistungsflugzeuge.

Beim Aufbau der Leistungsflugzeuge nimmt man nur Rücksicht auf das Erzielen höchster aerodynamischer Güte. Wenn

auch möglichst einfacher Aufbau wünschenswert ist, so kann man meist darauf keine Rücksicht nehmen.

Dagegen ist die Möglichkeit des schnellsten Auf- und Abbauens eine Bedingung von großer Wichtigkeit. Denn gerade bei diesen Flugzeugen muß man fast nach jedem Flug abmontieren, um die Maschine mittels des Transportwagens wieder in den Heimathafen zu bringen. Denn in der Regel wird kein Schleppflugzeug zur Verfügung stehen, das den Segler zurückschleppt. Es muß also darauf Bedacht genommen werden, daß man auch mit Hilfe ungeübter Hilfsleute abmontieren kann, damit die Maschine beim Eintreffen des Transportwagens bereits zerlegt ist und ohne Zeitverlust verladen werden kann. Ebenso muß sie genau so schnell aufmontierbar sein. Das ist besonders in Wettbewerben wichtig, bei denen es oft darauf ankommt, daß man, wenn man nach dem ersten Start „abgesoffen“ ist, die Maschine schnell zurückbringen, aufmontieren und vielleicht unter besseren Bedingungen ein zweites Mal am selben Tag starten kann.

Auch die schnelle Reparaturfähigkeit tritt bei diesen Flugzeugen in den Hintergrund.

Für die Steuerführung gilt sinngemäß dasselbe wie für die Übungsflugzeuge.

Die Führersitzanordnung ist so zu treffen, daß die Sicht nach oben nicht beschränkt ist. Nach Möglichkeit ist auch die Sicht nach hinten-oben anzustreben. Dieser Punkt ist bei Wettbewerben sehr wesentlich dann, wenn mehrere Flugzeuge in einem oft sehr beschränkten Aufwindfeld fliegen. Bei Anfänger- und Übungsflugzeugen beschränkt man sich aber auf das Vorhandensein guter Sicht nach vorn und unten.

Dafür verzichtet man beim Leistungsflugzeug auf die gute Sicherung, welche darin liegt, daß man den Führer unter die Fläche setzt. Für die Anbringung der Anschnallgurte gilt das für Schul- und Übungsflugzeug Gesagte.

Der Gleitwinkel hat so groß als irgend möglich zu sein.

Je nachdem, ob man das Flugzeug für das Erreichen von möglichst langen Strecken bei Thermik bauen will, oder eine Maschine haben will, mit welcher man auch bei schwach entwickelter Thermik, also an möglichst vielen Tagen des Jahres fliegen kann, wird man die Geschwindigkeit höher oder niedriger wählen.

Denn zur schnelleren Maschine gehört im normalen Fall auch die größere Sinkgeschwindigkeit. Wenn man sie auch in beiden Fällen so klein als möglich zu halten sucht, so wird sie doch beim schnelleren Flugzeug größer.

Daß höhere Steuerempfindlichkeiten angestrebt werden, ist selbstverständlich. Die Flugeigenschaften der Maschine müssen so sein, daß ihre Bedienung den Führer nicht zu sehr in Anspruch nimmt, damit er die nötige Zeit und Ruhe für die Überlegungen hat, welche die Fortsetzung des Fluges möglich machen. Denn der Motor des Segelflugzeugs ist der Verstand des Führers. Was nützt die schönste Thermik, wenn man sich nicht denken kann, wo sie zu finden ist. Es wird also ein ziemlich hohes Maß von Eigenstabilität vorhanden sein müssen. Wünschenswert ist ferner, daß die Maschine gewollt ins Trudeln zu bringen ist und während des Trudelvorganges keine hohen Geschwindigkeiten annimmt. Sie muß sich augenblicklich aus dieser Fluglage herausnehmen lassen.

Bei Leistungsmaschinen ist auch eine Vorrichtung sehr angenehm, welche den guten Gleitwinkel zerstört, und dem Führer gestattet, ohne Vermehrung der Geschwindigkeit steiler zu Boden zu kommen, als es sonst der Fall wäre. Dadurch wird der lange Schwebeweg bei der Landung vermieden und die Landung sicherer. Wenn man gezwungen ist, auf kleinen Plätzen zu landen, kann eine solche Vorrichtung nicht hoch genug eingeschätzt werden.

III. Konstruktion.

a) Schulflugzeug.

Überlegungen für den Vorentwurf.

Für den Vorentwurf, der in großen Zügen den Aufbau der Maschine festlegt, wird überlegt, in welchem Gelände sie verwendet werden soll. Das heißt, die ersten Überlegungen sind aerodynamischer Natur. Das ist nicht selbstverständlich, denn es ist für die Form und Ausführungsart nicht gleichgültig, ob das Flugzeug kleinere oder größere Gleitwinkel besitzen soll.

Im Falle, daß gute Gleitverhältnisse erzielt werden sollen, muß darauf gesehen werden, daß die schädlichen Widerstände möglichst klein bleiben — im entgegengesetzten Fall braucht man sich diesbezüglich keine besonderen Hemmungen aufzuerlegen.

So wird man also überlegen, ob man die Bauart mit Stielen oder jene mit Drahtverspannung verwenden wird. Freitragende Maschinen wird man wegen ihres komplizierteren Aufbaues und der größeren Bauschwierigkeiten auch deshalb nicht verwenden, weil sie aerodynamisch zu günstig ausfallen würden. Außerdem sind sie zu empfindlich bei harten Landungen. Während Landestöße bei verspannten Maschinen durch die Dehnung der Drähte, bei Maschinen mit Stielen durch deren elastische Formänderung aufgenommen werden, werden bei Freiträgern die Flügelholme den Stoß aufnehmen müssen. Das führt dazu, daß bei verspannten oder mit Stielen versehenen Flugzeugen bei Bruchlandungen die Spanndrähte gereckt bzw. die Stiele gebrochen werden. Das sind Defekte, welche sich in kurzer Zeit ohne großen Aufwand wieder herstellen lassen. Beim Freiträger führt aber die Bruchlandung meist zu Flügelbrüchen, deren Reparatur zeitraubend und kostspielig ist.

Hat man sich für eine der beiden Ausführungen entschlossen, so ist zu überlegen, wohin man den Führersitz ver-

legen will. Soll er vor der Fläche liegen oder legt man Wert darauf, ihn unter die Fläche zu bekommen und den Führer im Falle eines Bruches durch vor ihm liegende Bauteile zu schützen? Diese Frage ist von zwei Standpunkten aus zu entscheiden. Erstens wieder von dem, in welchem Gelände das Flugzeug verwendet werden soll, und zweitens von jenem der beabsichtigten Größe der Steuerempfindlichkeit.

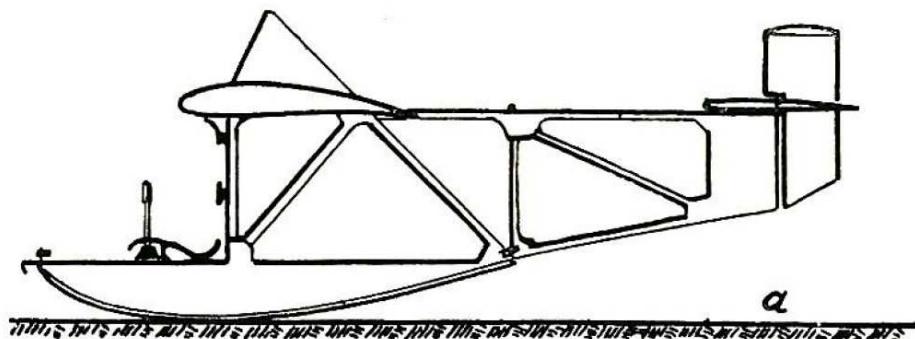


Bild 5 a. Beispiel für ungeschützten Führersitz.

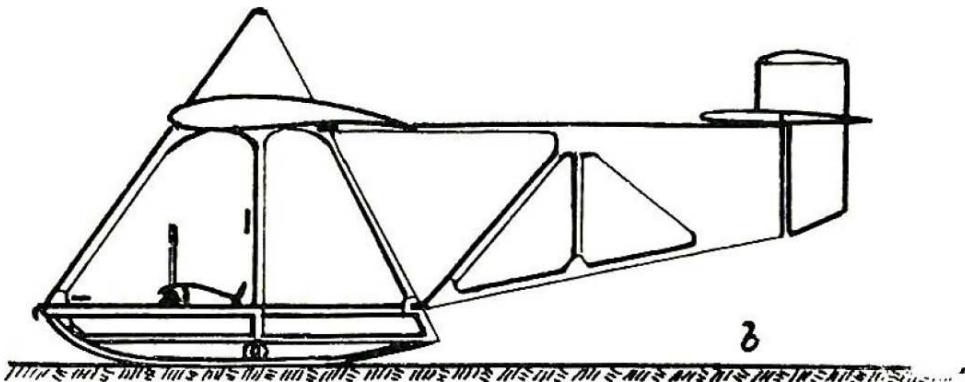


Bild 5 b. Beispiel für geschützten Führersitz.

Zu Punkt 1: Verwendet man die Maschine auf Gelände mit weichem Boden, und ist es dabei frei von Gebüschen und anderen kleinen Hindernissen, so ist ein besonderer Schutz durch Zurückverlegen des Sitzes nicht notwendig (Bild 5 a).

Soll sie aber in Geländen mit hartem oder gar steinigem Boden verwendet werden, und gibt es dort zudem noch Sträucher, Zäune usf., so ist es zweckmäßig, den Führer durch vorgelagerte Bauteile zu schützen (Bild 5 b).

Zugleich tritt hier die Materialfrage für das Mittelteil, in welchem der Führer zu sitzen kommt, hervor. Aus Gründen

des leichten Bearbeitens und der einfachen Reparatur verwendet man für den gesamten Aufbau meist Holz.

Es fragt sich nun, ob es nicht vorteilhafter ist, für den Teil, wo der Sitz untergebracht ist, Stahlrohr zu verwenden. Geht man vom Standpunkt des geschützten Sitzes aus, so ist Stahl vorzuziehen, weil er bei Überbeanspruchungen nicht bricht und splittert wie Holz, sondern verbogen wird. Damit schwindet die Gefahr der Splitterverletzungen. Auch ist die Arbeitsaufnahme eines Stahlteils größer, als die des gleichfesten Holzteiles. Zudem kommt noch dazu, daß man die Lager für die Steuerung usf. fest einschweißen kann, während man für deren Befestigung auf Holz eigene Beschläge gebraucht.

Der Nachteil ist, daß Stahlbestandteile nicht an Ort und Stelle repariert werden können und in der Herstellung geübte Schweißer verlangen.

Zu Punkt 2: Auch von der Steuerempfindlichkeit ist die Sitzlage bis zu einem gewissen Grad abhängig, weil mit deren Zunahme auch die Wahrscheinlichkeit von Bruchlandungen im Anfängerbetrieb zunimmt.

Ermittlung der Flächengröße.

Gewicht, Spannweite, Fläche und Flächenumriß sind bereits vom Entschluß in den vorhergehenden Überlegungen abhängig. Man wünscht zudem aus Gründen der Handlichkeit eine kleine Maschine mit möglichst niedrigem Eigengewicht. Weil man andererseits die normale Gleitgeschwindigkeit niedrig halten will, darf die Flächenbelastung nicht über $10-12 \text{ kg/m}^2$ sein. Aus der Erfahrung weiß man das Leergewicht eines fertigen Schulflugzeugs, bezogen auf den Quadratmeter seiner Flügelfläche. Und zwar liegen die Werte bei verspannten Maschinen bei $\frac{G_L}{F} = 5,0 \text{ kg}$, bei Stielmaschinen bei $\frac{G_L}{F} \approx 6,0 \text{ kg}$. Dies sind natürlich Mittelwerte. Die einzelnen

Leergewichte sind selbst bei Flugzeugen desselben Typs nicht die gleichen, weil Holz in seinem Gewicht ziemlich wechselt. Doch können die angeführten Zahlen dem Vorentwurf ohne weiteres zugrunde gelegt werden. Wir bekommen also für die

Ermittlung unserer Flügelfläche folgende Gleichung $\frac{G}{F_x} = \frac{G_L}{F}$

$+ \frac{G_F}{F_x}$, worin $\frac{G}{F_x}$ = die Flächenbelastung des projektierten Flugzeuges, G_F = dem Gewicht des Führers = 75 kg und F_x = der fraglichen Fläche ist. Darin ist $\frac{G}{F_x}$ durch die An-

nahme gegeben, ebenso $\frac{G_L}{F}$ durch den Entschluß, eine der beiden Typen zu bauen. Setzen wir für die weitere Auf-

lösung $\frac{G}{F_x} = 11 \text{ kg/m}^2$ und für $\frac{G_L}{F} = 6$ (für eine Stielma-

schine, im anderen Fall müßte man $\frac{G}{F_x} = 10 \text{ kg/m}^2$ und $\frac{G_L}{F} = 5,0 \text{ kg/m}^2$ setzen), so erhalten wir:

$$12 = 6 + \frac{75}{F_x} \text{ oder weiter}$$

$$F_x (11 - 6) = 75 \text{ und daraus } F_x = \frac{75}{5} = \sim 15 \text{ m}^2.$$

Es wäre natürlich möglich, das Baugewicht der Maschine durch Verfeinerung des Aufbaues zu erniedrigen und damit eine kleinere Fläche zu erhalten, doch erkauft man sich diese Ersparnis mit einer größeren Empfindlichkeit gegen Beschädigungen.

Als Flächenumriß wird man im allgemeinen den rechteckigen oder Parallelogramm-Umriß wählen, weil dann der Flügel durchgehend die gleiche Profilform aufweist und alle Spieren gleich werden. Auch sind dann die Holme durchgehend von gleicher Höhe und daher einfach herzustellen.

Will man den Führersitz zurückverlegen, so wird man gezwungen, dem Flügel Pfeilform zu geben. Dies kommt daher, weil mit dieser Rückverlegung der Gesamtschwerpunkt der

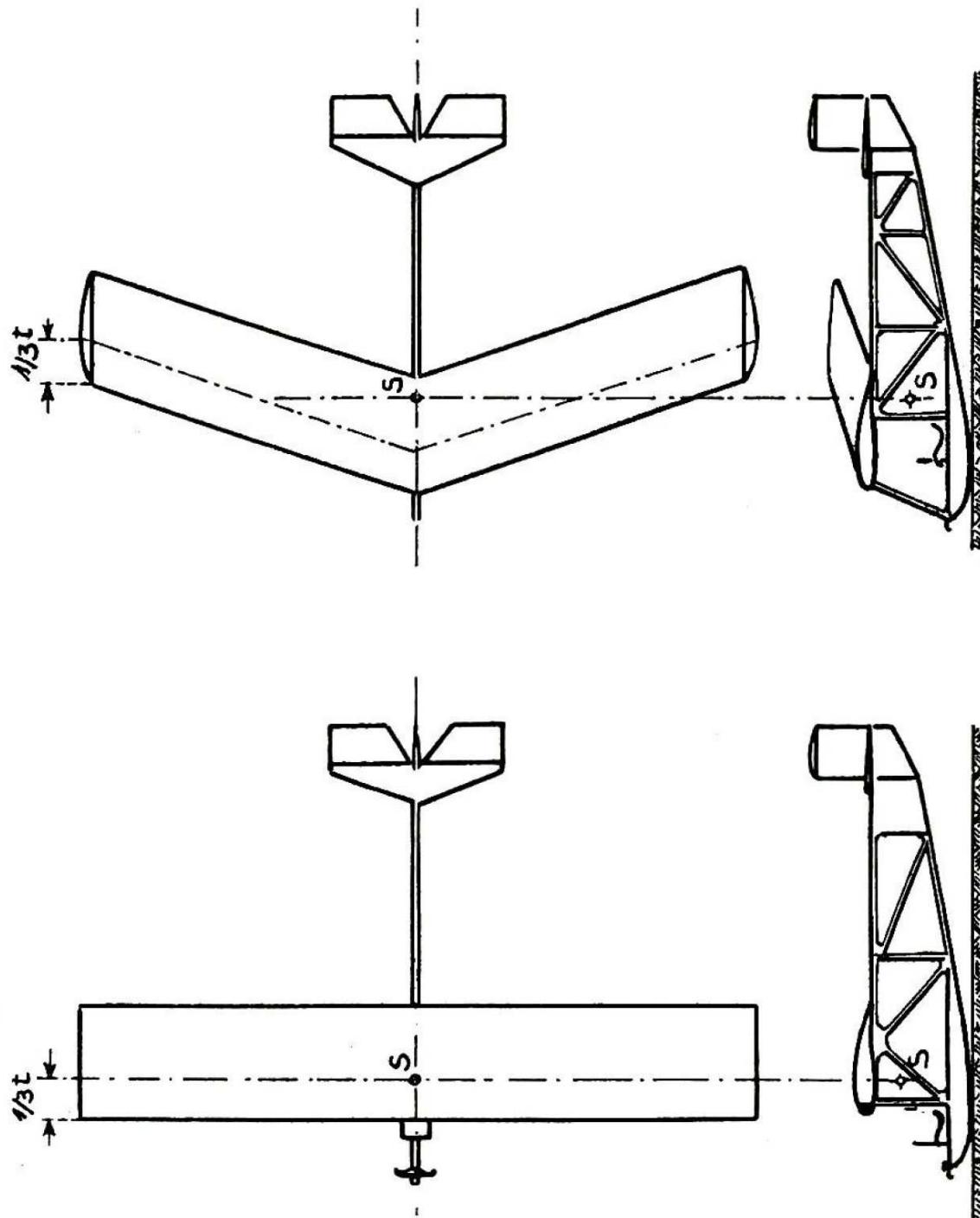


Bild 6. Einfluß der Pfeilform auf die Schwerpunktslage.

Maschine nach rückwärts wandert (Bild 6). Bei zunehmender Pfeilform wandert aber auch der Auftriebsmittelpunkt nach hinten, so daß es nicht schwierig ist, durch richtige Annahme

des Pfeilwinkels die für die Erhaltung der Stabilität notwendige Übereinstimmung zwischen diesen beiden Punkten herzustellen. — Allzu starke Pfeilform sollte aber vermieden

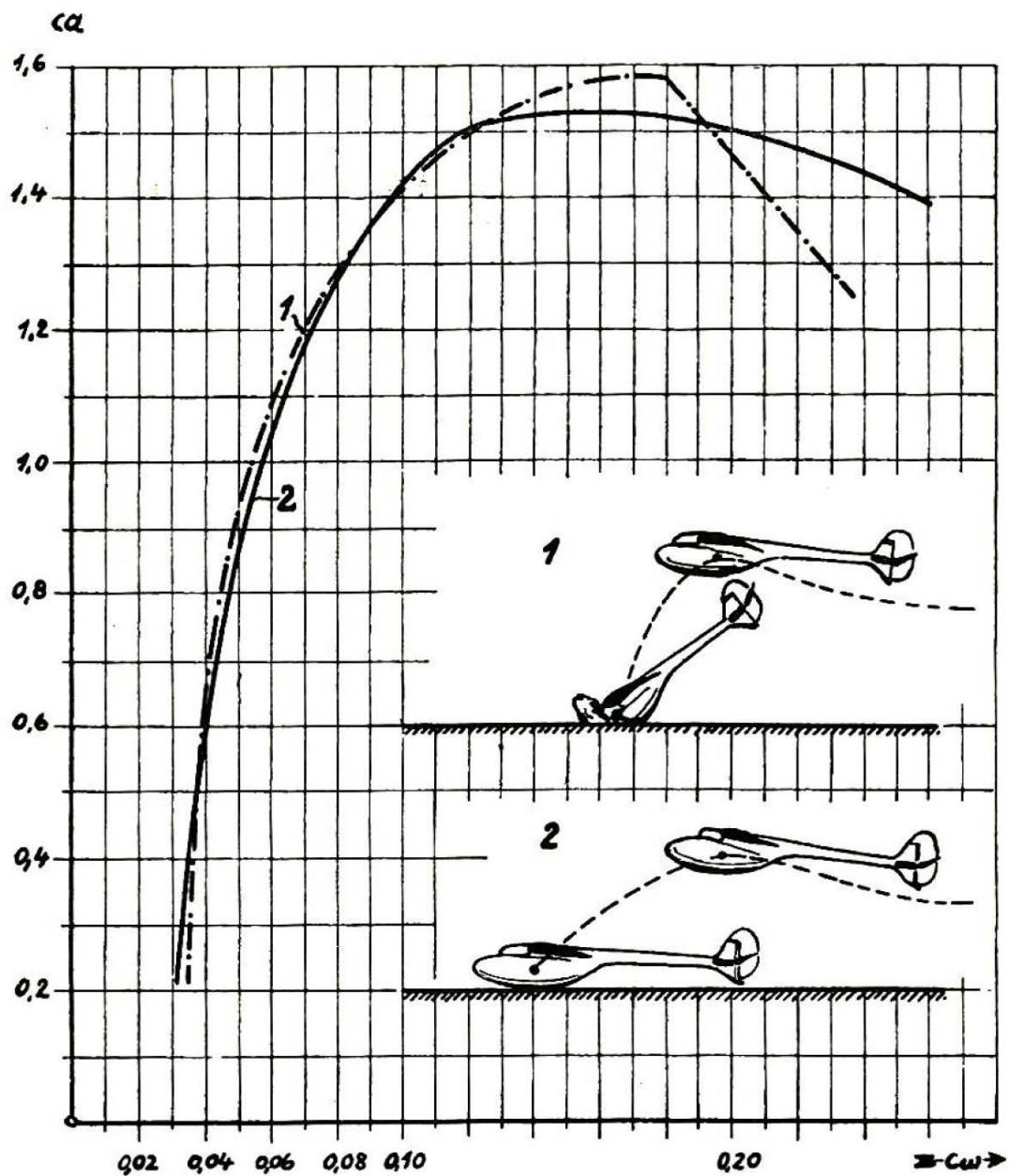


Bild 7. Überziehen vor der Landung. 1. Profil mit Polare weichen c_a -Abfalls.
2. Profil mit Polare sprunghaften c_a -Abfalls.

werden, weil die Querruder sonst Höhenruderwirkung bekommen.

Bei der Auswahl des zu verwendenden Profils sind zwei Eigenschaften zu beachten. Erstens ist ein hoher Höchstauftrieb erwünscht, und zweitens soll die Polare des Profils nach

dem Erreichen des Höchstauftriebes nicht plötzlich abfallen, sondern einen weichen Übergang haben. Der plötzliche Abfall der Polare deutet darauf hin, daß beim Überschreiten des Höchstanstellwinkels plötzliches Abreißen der Strömung und damit auch ein plötzlicher Auftriebsabfall eintritt. Dies hat vom Standpunkt des Flugbetriebes folgende Bedeutung: Wird das Flugzeug mit dem weichen Auftriebsabfall überzogen, so fällt es weich durch und sucht seine Normallage wieder zu gewinnen. Im Falle des plötzlichen Auftriebsverlustes kippt die Maschine hart nach vorne über. Tritt dieser Vorgang bei der Landung dadurch ein, daß der Schüler zu hoch abfängt, so wird er mit einer Maschine mit Profil weichen Überganges noch auf der Kufe landen, mit der anderen aber mit der Rumpfspitze aufkommen und Bruch machen. Außerdem würde dieses Flugzeug zum Trudeln neigen, also eine Eigenschaft haben, welche man unter allen Umständen vermeiden muß (Bild 7).

Das Seitenverhältnis $\lambda = \frac{b^2}{F}$ (wenn b = Spannweite)

wählt man etwa mit 8. Damit ist auch die Spannweite der Maschine festgelegt. Denn aus $F = 15 \text{ m}^2$ errechnet sich

$$8 = \frac{b^2}{15} \text{ oder } b = \sqrt{8 \cdot 15} = \sqrt{120} = 10,9 \text{ m} \sim 11 \text{ m.}$$

Die Flächentiefe wird dann

$$t = \frac{15}{11} = 1,363 \text{ m} \sim 1,4 \text{ m.}$$

Man könnte natürlich λ auch größer wählen. Dadurch würde die Spannweite größer und bei gleichem Flächeninhalt des Flügels die Tiefe t geringer. Damit würden aber die Holme niedriger. Da sie dabei auch noch länger werden, und damit die Biegemomente anwachsen, würde sich diese Änderung dahin auswirken, daß das Holmgewicht mit steigendem λ stark vergrößert wird. Die Notwendigkeit, mehr Spieren zu verwenden, Verlängerung der Stiele oder Spanndrähte und damit

erhöhtes Gewicht des gesamten Flugzeuges wären die Folge. Damit Hand in Hand geht eine größere Empfindlichkeit der Maschine gegen harte Landungen und eine Verringerung der Handlichkeit. Selbstverständlich braucht λ nicht gerade genau 8 zu sein — zwischen $\lambda = 7$ und $\lambda = 9$ werden jedenfalls die praktischsten Werte liegen. Aus strömungstechnischen Gründen wird man den Flügel außen mit passenden Randbogen versehen. So erhält man bereits ein Bild des Flugzeuges.

Schulmaschinen pflegt man nicht als Rumpfmaschinen zu bauen, sondern benutzt als Leitwerksträger eine Gitterkonstruktion oder, wie z. B. der Verfasser an der „Rossitten-Ass“, einen Kastenträger, welcher aerodynamisch besser ist. Die Betriebserfahrung hat gezeigt, daß der Kastenträger außerdem weniger empfindlich gegen harte Landungen und im Fall eines Bruches leichter wieder instand zu setzen ist als der Gitterträger.

Hat man sich auch hier für die Ausführungsform entschieden, so ist nur mehr zu entscheiden, wie groß das Leitwerk werden und welche Form es erhalten soll. Als Faustregel kann gelten, daß die Fläche des gesamten Leitwerks, also Ruder samt Dämpfungsfläche, etwa 10—12% der Tragfläche haben soll. Die Form wählt man so, daß die Herstellung bei guter Wirkung des Ruders möglichst einfach wird.

Das Seitenruder soll als Flächeninhalt etwa 6—8% des Inhalts der Tragfläche haben. Bei der Anordnung der Ruder ist dafür zu sorgen, daß sie bei einem Aufstoßen des Leitwerks während der Landung nicht beschädigt werden können.

Ist man sich über die angeführten Punkte schlüssig geworden, so hat man ein grobes Bild des beabsichtigten Neubaues als Entwurf vor sich und kann nun die aerodynamische und statische Berechnung ausführen, deren Endergebnis dann die werkstattreife Konstruktion sein soll. Um den Vorgang möglichst verständlich zu machen, wird im folgenden der weitere Vorgang in einem Beispiel dargestellt.

Beispiel.

Es wird die in Bild 8 gezeichnete Maschine als Grundlage angenommen. Als Konstruktionsziel wird das Erreichen einer möglichst geringen Sinkgeschwindigkeit angestrebt. Das heißt also möglichst geringes Gewicht der Maschine, denn das Gleitverhältnis 1 : 14 soll nicht überschritten werden. Dabei soll die Steuerempfindlichkeit möglichst hoch werden. Aus diesem Grunde wird erhöhter Schutz des Führers und Auswechselbarkeit der bruchgefährdeten Einzelteile vorgesehen. Wie aus der Zeichnung hervorgeht, ist die Maschine ein Hochdecker, dessen Flügel mit Stielen gegen einen einfachen Stahlrohrgitterrumpf abgestrebt sind. Dieser besteht, um die Auswechselbarkeit möglichst günstig zu gestalten, aus einem unter dem Hauptspant gelenkig geteilten Träger aus zwei nebeneinanderliegenden Stahlrohren. Im Vorderteil (1) liegt zwischen den Rohren das Torsionsrohr (9) der Steuerung, dessen Lager gleichzeitig die Verbindung zwischen den Rohren herstellen. Diese Lager liegen so, daß sie zugleich als Befestigungsbeschläge für den Sitz benutzt werden können.

Am Vorderende sind sie durch einen Beschlag verbunden, welcher gleichzeitig zur Befestigung der Kufe und der schräg vom Hauptspant zu diesem Punkt laufenden Stützrohre (3) dient. Dieser Beschlag trägt einen Bolzen, um welchen das Fußsteuer sich dreht, ebenso den Starthaken bzw. die Ausklinkvorrichtung (Bild 9). Der rückwärtige Teil (2) des Doppelträgers verläuft glatt und ohne Beschläge. Der Hauptspant (4) wird als geschlossener Rahmen ausgeführt. Seine Diagonale (5) trägt die Rückenlehne und die Befestigungslaschen für die Schultergurte. Durch die Rohre (6) und (7) ist der Spant gegen das Ende des Rohrpaars und den rückwärtigen Befestigungspunkt der Kufe bzw. gegen den hinteren Befestigungspunkt des Fachwerkes am Leitwerksträger abgestützt. Rohr 8 verbindet diese beiden Punkte. Im Interesse der leichten Auswechselbarkeit sollen alle Verbindungen lösbar

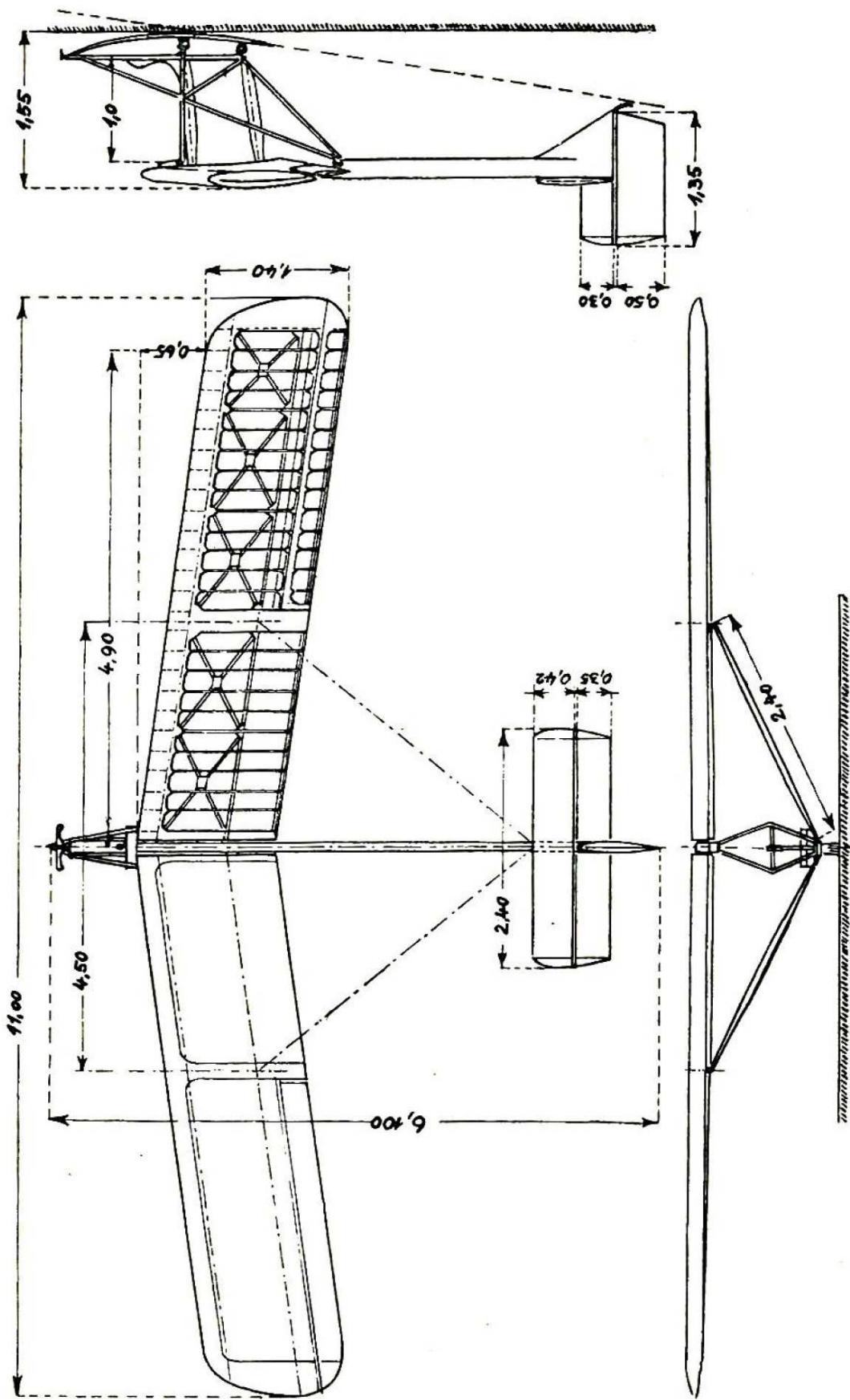
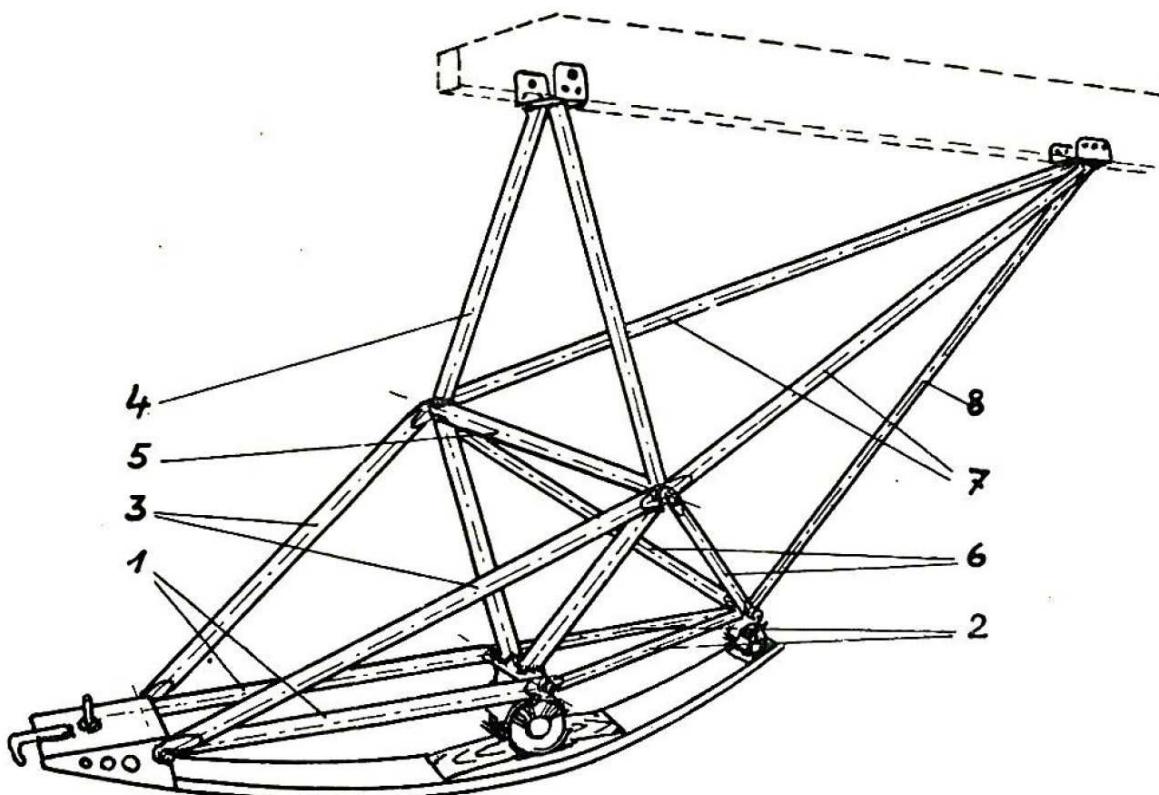


Bild 8. Schulflugzeug für das Berechnungsbeispiel.

sein, so daß jedes einzelne Rohr bzw. der Hauptspant in kürzester Zeit ausgewechselt werden können.

Die Flügel sind, was für solche Flugzeugtypen normal ist, zweiholmig. Um die Maschine trudelsicher zu machen, wird eine Schränkung des Flügels um 3,5 Grad vorgesehen und das Querruder als Spaltflügel (nach Junkers) mit Differential ausgeführt. Durch die Schränkung des Flügels wird, außer einer



Biid 9. Schema des Rumpf-Fachwerkes.

günstiger gelagerten Auftriebsverteilung über die Spannweite, erreicht, daß die Profile am Innenteil des Flügels mit größerem Anstellwinkel von der Luft getroffen werden als die am Außen- teil. Wird die Maschine überzogen, so löst sich die Strömung im Innenteil des Flügels eher ab als im Außen- teil. Bei den Innen- profilen wandert der Druckpunkt dabei nach hinten und der Auftrieb wird kleiner. Da der Flügel pfeilförmig ist, wandert aber auch der Gesamtauftriebs- Mittelpunkt nach rückwärts hinter den Schwerpunkt, das kopflastige Moment wird größer

als das Rudermoment des Höhenleitwerks, weil der Auftrieb der Außenprofile A_a jetzt größer ist als der Auftrieb der Innenprofile A_i . Dadurch wandert die Resultierende der Auftriebskräfte A nach dem Außenflügel zu und wegen der

Pfeilform auch nach rückwärts (Bild 10). Da man die Schränkung nicht zu weit treiben darf, weil dadurch aerodynamische und bauliche Nachteile eintreten, und man außerdem hohe Steuerempfindlichkeit im Querruder wünscht, so wird, wie schon oben bemerkt, das Ruder als Spaltflügel ausgebildet.

Dadurch wird das Abreißen der Strömung am Außenflügel selbst dann vermieden, wenn Querruderausschläge im überzogenen Flugzustand gegeben werden (Bild 11).

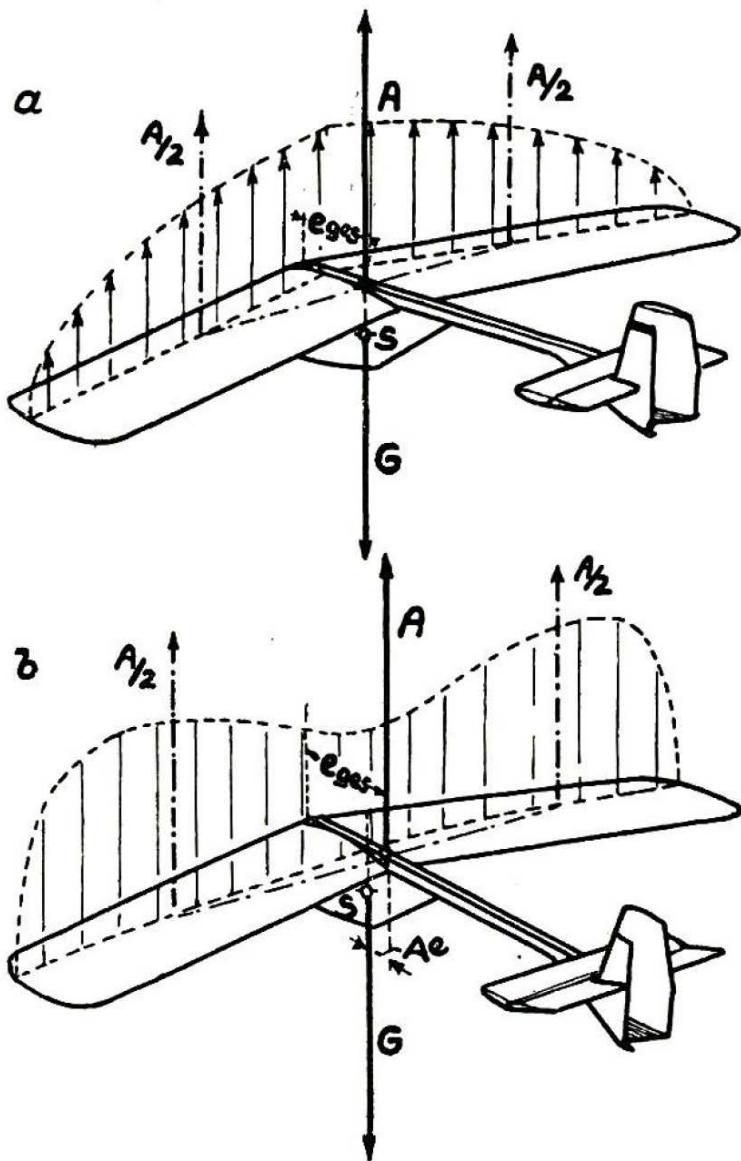


Bild 10. Einfluß von Schränkung und Pfeilform bei überzogenem Flugzustand.

Die hohe Wirksamkeit dieser Ruder ist darin begründet, daß sie im freien Strom liegen. Dabei ist zu beachten, daß Ruderflächen um so wirksamer werden, je geringer ihre Auftriebsbelastung bei Normalstellung ist. Das gilt für alle Arten von Rudern, nicht etwa nur für die Spaltquerruder.

Der Träger für das Leitwerk ist als einfacher Kastenträger ausgebildet. Die Steuerzüge für Seiten- und Höhenleitwerk werden freiliegend angebracht, weil die Führung dieser Kabel im Inneren dieses Trägers dessen Aufbau komplizieren und seine Reparaturfähigkeit verschlechtern würde.

Die Leitwerksflächen sind mit Rücksicht auf leichte Herstellbarkeit rechteckig und so angeordnet, daß das Ruder des Höhenleitwerks mit seiner Achse noch vor dem Holm der oberen Dämpfungsfläche des Seitenruders liegt.

Damit ist eine leichte Montierbarkeit der Leitwerksflächen gewährleistet. Die Dämpfungsflächen des Seitenruders sind mit dem Leitwerksträger in einem Stück gebaut, wobei der untere Teil so fest ausgebildet werden muß, daß Beschädigungen durch eventuelle Stöße bei Start und Landung sicher vermieden werden. Um das Ruder selbst zu schützen, wird noch ein kleiner Sporn aus Holz vorgesehen.

Nachdem man so die Konstruktion des Flugzeugs festgelegt hat, führt man die aerodynamische Berechnung aus, welche Aufschluß über die Flugeleistungen der Maschine gibt und auch die Größen liefert, welche bei der späteren Festigkeitsberechnung gebraucht werden.

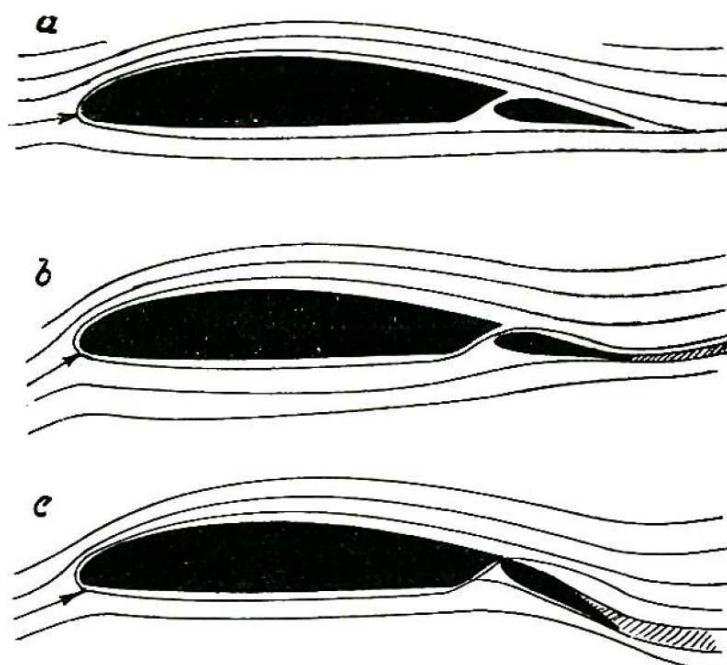


Bild 11. Wirkung des Schlitzquerruders. a) Normal anliegende Strömung, b) Stromlinienverlauf bei hohem Anstellwinkel, c) Stromlinienverlauf bei hohem Anstellwinkel und Querruderbetätigung.

Aerodynamische Berechnung.

Formeln: 1. Umrechnung der Widerstandsbeiwerte auf ein beliebiges Seitenverhältnis λ :

a) wenn die Polare für ein Seitenverhältnis von $1:5$ gegeben ist

$$c_{w\lambda} = c_{w\lambda_5} - \frac{c_a^2}{\pi} \left(\frac{1}{5} - \frac{1}{\lambda} \right)$$

b) wenn die Polare für ein Seitenverhältnis von $1:\infty$ gegeben ist

$$c_{w\lambda} = c_{w\lambda\infty} + \frac{c_a^2}{\pi} \cdot \frac{1}{\lambda}$$

2. Feststellung der Summe der schädlichen Widerstände und daraus des Koeffizienten für den schädlichen Widerstand c_{ws}

$$c_{ws} = \frac{\sum C \cdot F_s}{F}.$$

Darin ist: C = der Widerstandskoeffizient und

F_s = größte Querschnittsfläche des Einzelteiles

F = Flächeninhalt der Tragfläche

c) Feststellung des Gesamtwiderstandes c_{wges} des Flugzeugs:

$$c_{wges} = c_{w\alpha} + c_{ws}$$

$c_{w\alpha}$ = Widerstand der Fläche für den Anstellwinkel α

d) Feststellung der zu λ gehörigen Anstellwinkel α .

Sind die Profilbeiwerte auf das Seitenverhältnis $\lambda = \infty$ bezogen, so gilt:

$$\alpha = \alpha\infty + \frac{1}{\pi} \cdot c_a \cdot \frac{1}{\lambda},$$

sind sie auf $\lambda = 5$ bezogen, dann gilt:

$$\alpha = \alpha_5 = \frac{1}{\pi} \cdot c_a \left(\frac{1}{5} - \frac{1}{\lambda} \right)$$

e) Gleitwinkel γ .

Er wird meist nicht in Graden angegeben, sondern durch die

Gleitzahl $\varepsilon = \frac{c_w}{c_a}$ oder durch das Gleitverhältnis $E = \frac{1}{\varepsilon}$.

Letzteres ist anschaulicher.

f) Gleitfluggeschwindigkeit

$$v = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\varrho} \cdot \frac{\cos \gamma}{c_a}} = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\varrho} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_a^2 + c_w^2}}},$$

worin $\frac{G}{F}$ = Flächenbelastung in kg/m^2 , ϱ = Luftdichte

($\frac{\varrho}{2}$ = kann in Bodennähe $\frac{1}{16}$ gesetzt werden), so daß man für den Flug in Bodennähe

$$v = 4 \sqrt{\frac{G}{F \sqrt{c_a^2 + c_w^2}}} \sim 4 \sqrt{\frac{G}{F \cdot c_a}}.$$

g) Sinkgeschwindigkeit

$$v_s = \frac{c_w}{(c_a^2 + c_w^2)^{3/4}} \cdot \sqrt{\frac{2G}{\varrho F}}$$

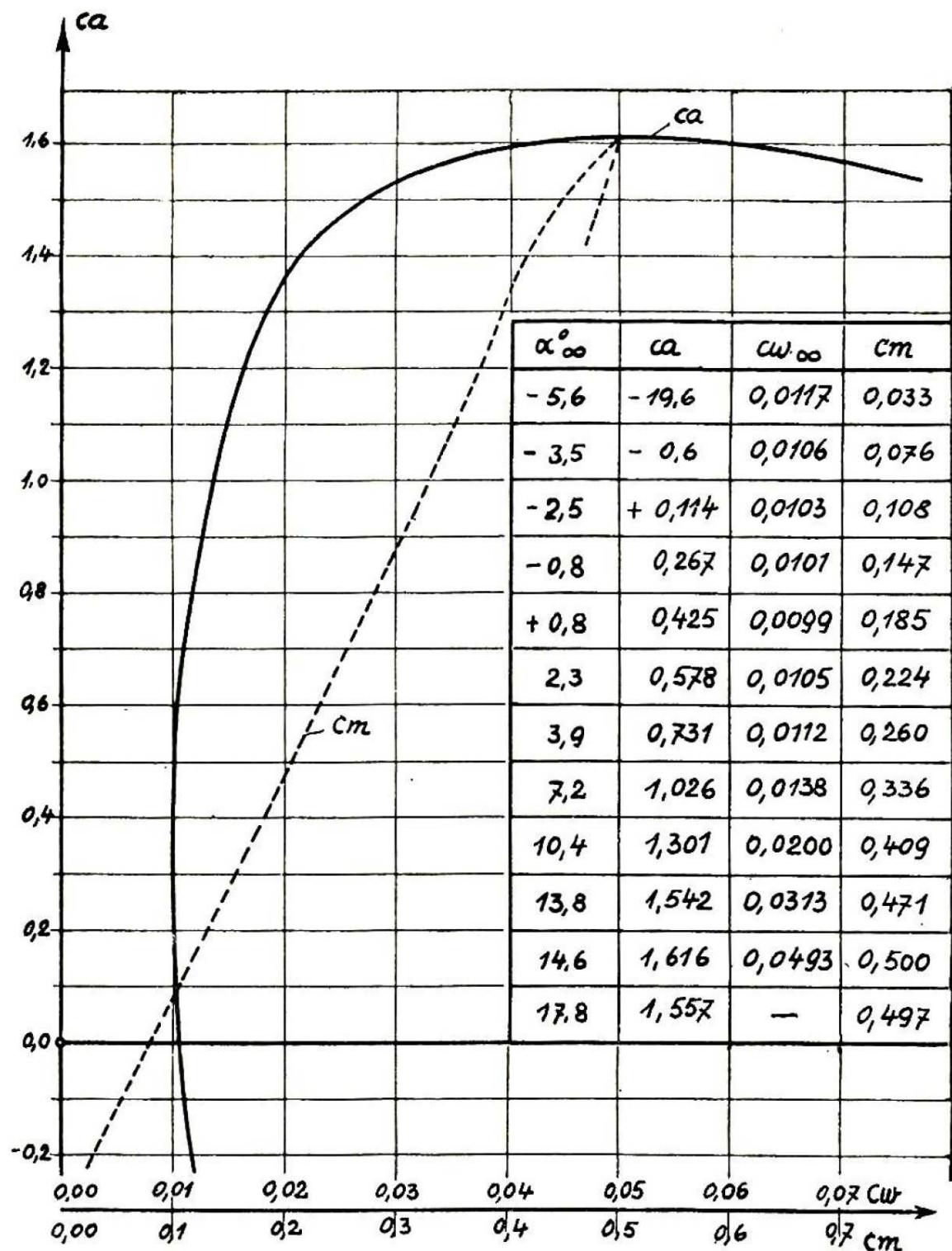
$\frac{c_w}{(c_a^2 + c_w^2)^{3/4}}$ kann meist mit genügender Genauigkeit durch

$\frac{c_w}{c_a^{3/2}}$ ersetzt werden (da das Minimum der Sinkgeschwindigkeit gesucht wird, das bei hohen c_a -Werten liegt, wo die c_w -Werte gegen c_a stets klein sind), so daß

$$v_s = \frac{c_w}{c_a^{3/2}} \cdot \sqrt{\frac{2G}{\varrho \cdot F}}$$

Anwendung auf das Beispiel.

Dem Beispiel wird die Verwendung des Profils N 60 der Naca-Reihe zugrunde gelegt, das den geschilderten Anforderungen gut entspricht. Die Ergebnisse der Rechnung werden in Tabellenform aufgeschrieben und der besseren Übersichtlichkeit wegen in Diagrammen dargestellt. Zuerst wird die Polare nach den Profilangaben aufgezeichnet (Bild 12). Daraus wird c_w immer für Wertintervalle von $c_a = 0,1$ abgegriffen, so daß man eine Tabelle für c_a - und c_w -Werte bekommt,

Bild 12. Polare N 60 für $\lambda = \infty$.

in welcher die c_a -Werte immer Vielfache von 0,1 sind. Das hat den Vorteil, daß man bei der Bildung der Werte von $\sqrt{c_a^2 + c_w^2}$ und $\frac{c_w}{c_a^{3/2}}$ immer mit ganzen Potenzen von 0,1 rechnen kann.

Tafel 1.

| c_a | $c_{w\infty}$ | $\frac{c_a^2}{\pi} \cdot \frac{1}{8}$ | c_{w8} | $c_{wgzs} = \frac{c_{w8} + c_{ws}}{c_{w8}}$ | $E = 1 \cdot \frac{c_a}{c_w}$ | vm/sec | v_s m/sec | α |
|-------|---------------|---------------------------------------|----------|---|-------------------------------|--------|-------------|----------|
| -0,4 | 0,013 | 0,0063 | 0,0193 | 0,0293 | — | — | — | — |
| 0 | 0,0102 | 0,0000 | 0,0102 | 0,0302 | — | 63 | — | — |
| 0,1 | 0,0100 | 0,0004 | 0,0104 | 0,0304 | — | — | — | — |
| 0,12 | 0,0100 | 0,0005 | 0,0105 | 0,0305 | 1 : 4 | 40 | — | — |
| 0,2 | 0,0100 | — | 0,0120 | 0,0320 | — | — | — | — |
| 0,4 | 0,0101 | 0,0063 | 0,0164 | 0,0360 | — | — | — | — |
| 0,6 | 0,0103 | 0,0143 | 0,0246 | 0,0446 | 1 : 13,5 | 17,9 | 1,3 | — |
| 0,8 | 0,0112 | 0,0255 | 0,0367 | 0,0567 | 1 : 14,1 | 15,5 | 1,1 | — |
| 0,9 | 0,0122 | 0,0330 | 0,0452 | 0,0652 | 1 : 13,8 | 14,4 | 1,06 | 8,3° |
| 1,0 | 0,0133 | 0,0398 | 0,0531 | 0,0731 | 1 : 13,6 | 14,0 | 1,03 | — |
| 1,1 | 0,0151 | 0,0481 | 0,0632 | 0,0832 | 1 : 13,2 | 13,2 | 1,00 | — |
| 1,2 | 0,0170 | 0,0511 | 0,0745 | 0,0945 | 1 : 12,6 | 12,6 | 0,99 | — |
| 1,3 | 0,0198 | 0,0673 | 0,0871 | 0,1071 | 1 : 12,1 | 12,2 | 0,98 | — |
| 1,4 | 0,0234 | 0,0780 | 0,1014 | 0,1214 | 1 : 11,5 | 11,6 | 1,0 | — |
| 1,5 | 0,0283 | 0,0896 | 0,1179 | 0,1379 | — | 11,3 | — | — |
| 1,6 | 0,0400 | 0,1020 | 0,1420 | 0,1620 | — | 11,0 | — | 18,6° |

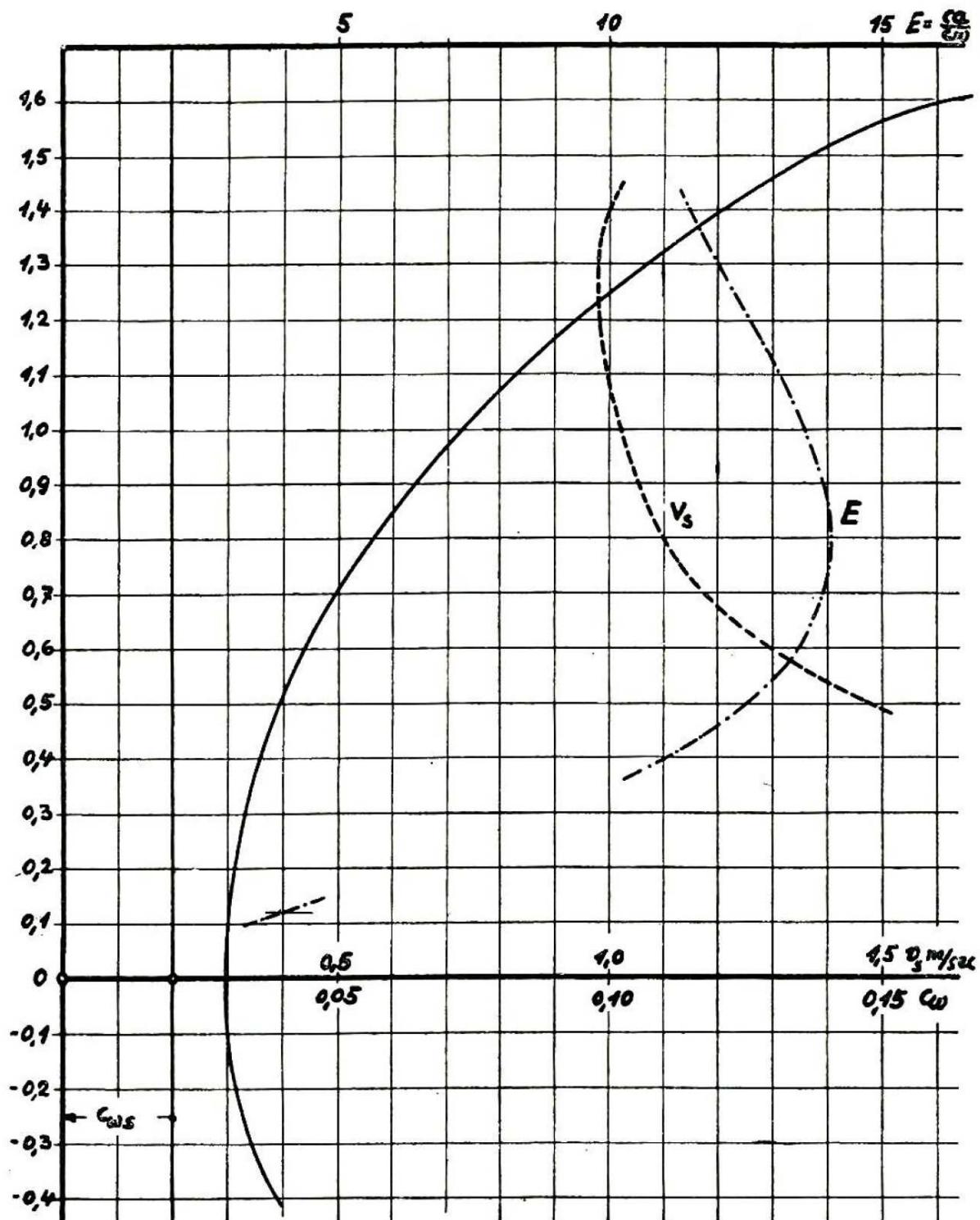
Da die Polare des N 60 auf ein Seitenverhältnis $\lambda = \infty$ angegeben ist, verfährt man also nach Formel b und erhält

$$c_{w8} = c_{w\infty} + \frac{c_a^2}{8\pi}.$$

Die Ergebnisse dieser Berechnung sind in Tafel 1 eingetragen und in Bild 13 als Kurve dargestellt. Nun wird der Wert für c_{ws} ermittelt. Dabei soll der Widerstand der Rumpfstreben, welche annähernd in der Flugrichtung liegen, nicht berücksichtigt werden. Um den Widerstand des Führers zu verringern, wird das Strebenwerk vom Hauptspannt ab stromlinig verkleidet.

Tafel 2.

| Gegenstand | Fläche F | Widerstandsk. C | F. C. | |
|----------------------------|----------|-----------------|-------|-------------------------------------|
| Führer | 0,30 | 0,5 | 0,15 | |
| Strebe 8 (1,3 × 0,03) ... | ~0,04 | 0,60 | 0,024 | $c_{w8} = \frac{\sum F \cdot c}{F}$ |
| 4 Stiele (2,2 × 0,06) | 0,528 | 0,06 | 0,032 | |
| Leitwerk | ~3,0 | 0,02 | 0,06 | $\frac{0,293}{15} = \sim 0,02$ |
| Leitwerksträger | 0,024 | 0,6 | 0,014 | |
| 2 Spanndr. (7 × 0,003) | 0,021 | 0,6 | 0,013 | |
| $\Sigma F \cdot c$ | | | 0,293 | |

Bild 13. Polare des Flugzeuges und Werte E und V_s .

Man erhält den Gesamtwiderstandskoeffizienten des Flugzeugs durch Zuzählen dieses Wertes c_{w_s} zu den Werten c_{w_8} und trägt das Ergebnis wieder in Tafel 1 ein. Da c_{w_s} über alle Anstellwinkel als konstant angenommen wird — eine An-

nahme, welche sich nicht immer aufrechterhalten läßt — so erhält man das Bild der Polare im Bild 13 einfach dadurch, daß man die 0-Achse um 0,0302 nach links verschiebt (im Bild die Hauptachse).

Als nächstes werden die Werte für das Gleitverhältnis E nach Formel e ermittelt und in die Tabelle eingetragen. Dabei kann man sich in der Ausrechnung auf die Ermittlung dieser Werte für die c_a -Werte über 0,6 beschränken, weil vom fliegerischen Standpunkt nur diese Werte wesentlich sind. Eine Ausnahme macht der Wert $c_a = 0,12$, weil für ihn die Gleitgeschwindigkeit errechnet werden muß, da er in der Festigkeitsberechnung zur Ermittlung der Holmbelastung im Querruderfall benötigt wird.

Bei der Berechnung der Gleitflug-Geschwindigkeiten verfährt man nach Formel f und beachtet dabei, daß man besonderes Interesse nur an der Sturzfluggeschwindigkeit, der Geschwindigkeit bei $c_a = 0,12$, den Geschwindigkeiten innerhalb des Bereiches der Normalfluglagen und der Landegeschwindigkeit hat. Zur Berechnung der Sturzfluggeschwindigkeit überlegt man, daß dabei der Auftrieb Null ist, und das Gewicht des Flugzeuges vom Widerstand allein getragen wird.

$$v = 4 \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{1}{c_w}}.$$

Im Beispield-Fall wird das Fluggewicht G des Flugzeuges gleich $12 \cdot 15 = 180$ kg, weil $\frac{G}{F}$ bei der Berechnung der erforderlichen Flächengröße mit 12 kg/m^2 angenommen wurde. Wir erhalten also

$$v = 4 \cdot \sqrt{\frac{12}{0,0302}} = 4 \cdot \sqrt{3976} = 63 \text{ m/sec} = 227 \text{ km/st.}$$

In Wirklichkeit wird das Flugzeug diese Geschwindigkeit nicht erreichen, weil c_{ws} vom Anstellwinkel nicht unabhängig ist. Man behält aber in der Festigkeitserrechnung diesen Wert bei.

Als nächster Wert ist v für $c_a = 0,12$ festzustellen. Nach Formel f wird

$$v = 4 \sqrt{\frac{G}{F \sqrt{c_a^2 + c_w^2}}} = 4 \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{1}{c_a}},$$

weil c_w^2 so klein wird, daß es auf den Wert $\sqrt{c_a^2 + c_w^2}$ in diesem Bereich bereits ohne praktischen Einfluß ist.

$$v = 4 \sqrt{\frac{12}{0,12}} = 4 \sqrt{100} = 40 \text{ m/sec.}$$

Bei der Berechnung der weiteren Geschwindigkeiten verfährt man ebenfalls nach der vereinfachten Gleichung.

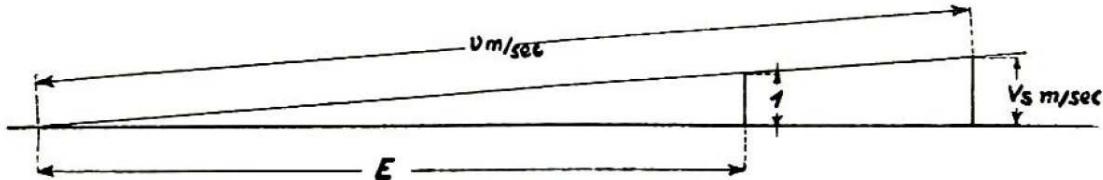


Bild 14. Graphische Ermittlung der Sinkgeschwindigkeit.

Da man jetzt sowohl die Gleitwinkel als auch die zugehörigen Geschwindigkeiten kennt, braucht man zur Ermittlung der Sinkgeschwindigkeit nicht die umständliche Methode nach Formel g zu verwenden, da sie sich graphisch schneller und hinreichend genau ermitteln läßt. Man trägt

(Bild 10) den Wert $\frac{c_a}{c_{w_{ges}}}$ von einem Punkt P aus auf und errichtet im Endpunkt dieser Strecke ein Lot, auf dem man die Strecke 1, im gleichen Längenmaßstab wie für $\frac{c_a}{c_w}$ verwendet, abträgt und erhält so den Punkt A . Verbindet man diesen mit P , so ist der zwischen den beiden Geraden eingeschlossene Winkel β der zu dem entsprechenden Wert von c_a gehörige Gleitwinkel und die Gerade PA die Bahn des Flugzeuges. Trägt man auf dieser die Geschwindigkeit in m/sec auf, so erhält man den Punkt B . Fällt man aus diesem die

Senkrechte auf die Gerade PC , so gibt die Länge der Strecke BC , im gleichen Maßstab wie v gemessen, die Größe der Sinkgeschwindigkeit an.

Um genaue Werte zu bekommen, empfiehlt sich die Verwendung eines möglichst großen Maßstabs. Die Werte, welche man erhält, werden wieder in Tafel 1 eingetragen.

Die Ermittlung der Anstellwinkel für das Seitenverhältnis $\lambda = 8$ geschieht nach Formel d . Dabei interessiert der Anstellwinkel für $c_{a\max}$, weil man vorteilhaft den Landewinkel der Maschine gleich dem Anstellwinkel für Höchstauftrieb macht, um die Landegeschwindigkeit möglichst gering zu machen. Weiter sucht man den Anstellwinkel für den Wert von c_a , bei welchem die Maschine normalerweise fliegen soll. In diesem Flugzustand soll das Höhenleitwerk unbelastet sein, also den kleinsten Widerstand haben. Im Falle des vorliegenden Beispiels wird der Winkel α , bei welchem das beste Gleitverhältnis auftritt, gesucht, damit man die Einstellung des Leitwerks entsprechend wählen kann.

a) α für das $c_{a\max} = 1,60$. Aus der Polaren des Profils findet man, daß das zugehörige $\alpha = 14,6^\circ$ ist. Damit wird

$$\alpha_L = \alpha_\infty + \frac{1}{\pi} \cdot c_a \cdot \frac{1}{\lambda} = 14,6 + \frac{1,6}{8\pi} = 14,6^\circ + 0,06^\circ \\ = 14,66 \sim 14,7^\circ$$

b) α für $c_a = 0,9$, $\alpha_\infty = 6^\circ$

$$\alpha_s = \alpha_\infty + \frac{1}{\pi} \cdot c_a \cdot \frac{1}{\lambda} = 6 + \frac{0,9}{8\pi} = 6^\circ + 0,03^\circ = 6,03^\circ.$$

Mit der Ermittlung der Anstellwinkel ist die Berechnung der voraussichtlichen Flugleistungen der Maschine abgeschlossen. Als nächste Frage tritt nun die Feststellung der Stabilität des Flugzeugs heran.

Stabilität.

Allgemeines. Von der Art der Stabilität sind die fliegerischen Eigenschaften des Flugzeugs abhängig; z. B. hat hohe

Eigenstabilität um die Querachse eine geringe Empfindlichkeit auf Höhensteuerausschläge zur Folge, während Labilität überaus empfindliches Reagieren zur Folge hat. Man strebt im allgemeinen nach Flugzeugtypen, deren Eigenstabilität hoch genug ist, daß sie bei losgelassenem Höhenruder ihre Normalfluglage einhalten.

Aus extremen Lagen sollen sie von selbst in die Normallage zurückkehren. Aus der Forderung des Fluges mit losgelassenem Steuer folgt die Bedingung, daß auf dem Höhenleitwerk bei dem Anstellwinkel bzw. bei dem c_a , bei welchem diese Möglichkeit vorhanden sein soll, kein Auftrieb vorhanden sein darf. Da für den Auftrieb 0 des Höhenleitwerks dessen c_w am kleinsten wird, so wird man für α bzw. c_a des Flügels den Wert wählen, bei welchem höchste Wirtschaftlichkeit des Flugzeugs angestrebt wird. Das heißt also, daß in dieser Fluglage die Gesamtluftkraftresultierende durch den Schwerpunkt der Maschine gehen muß.

Bei Segelflugzeugen wird man meist den Anstellwinkel bzw. das c_a für diesen Fall wählen, dem der beste Gleitwinkel zugeordnet ist, da die Maschine dabei noch verhältnismäßig schnell fliegt, und damit die Gefahr vermindert wird, daß sie bei einer Störung des Gleichgewichtes einen zu starken Geschwindigkeitsverlust erleidet.

Formeln. Die Bedingung des Momentengleichgewichts lautet für Segelflugzeuge vereinfacht

$$M_F + M_H = 0,$$

worin M_F = Moment der Flügelkräfte und

M_H = Moment der Leitwerkskräfte um den Schwerpunkt bedeuten.

Bestimmung des Flügelmomentes.

In den Angaben der Polaren von Profilen ist das Moment stets auf den vordersten Punkt der Profilsehne bezogen. Es muß also auf den Gesamtschwerpunkt des Flugzeuges um-

gerechnet werden. Aus Bild 15 ist der Zusammenhang zu entnehmen. Es wird einfach:

$$M_F = -N(r - e) = T \cdot h$$

$$N = \text{Normalkraft} = A \cdot \cos \alpha + W \cdot \sin \alpha = 2 \cdot F(c_a \cos \alpha + c_w \sin \alpha)$$

$$T = \text{Tangentialkraft} = -A \cdot \sin \alpha + W \cdot \cos \alpha = 2 \cdot F(-c_a \sin \alpha + c_w \cos \alpha)$$

$$e = \frac{c_m}{c_n} \cdot t$$

r = Entfernung des Gesamtschwerpunktes vom vordersten Punkt der Profilsehne

h = senkrechter Abstand des Gesamtschwerpunktes von der Flügelsehne.

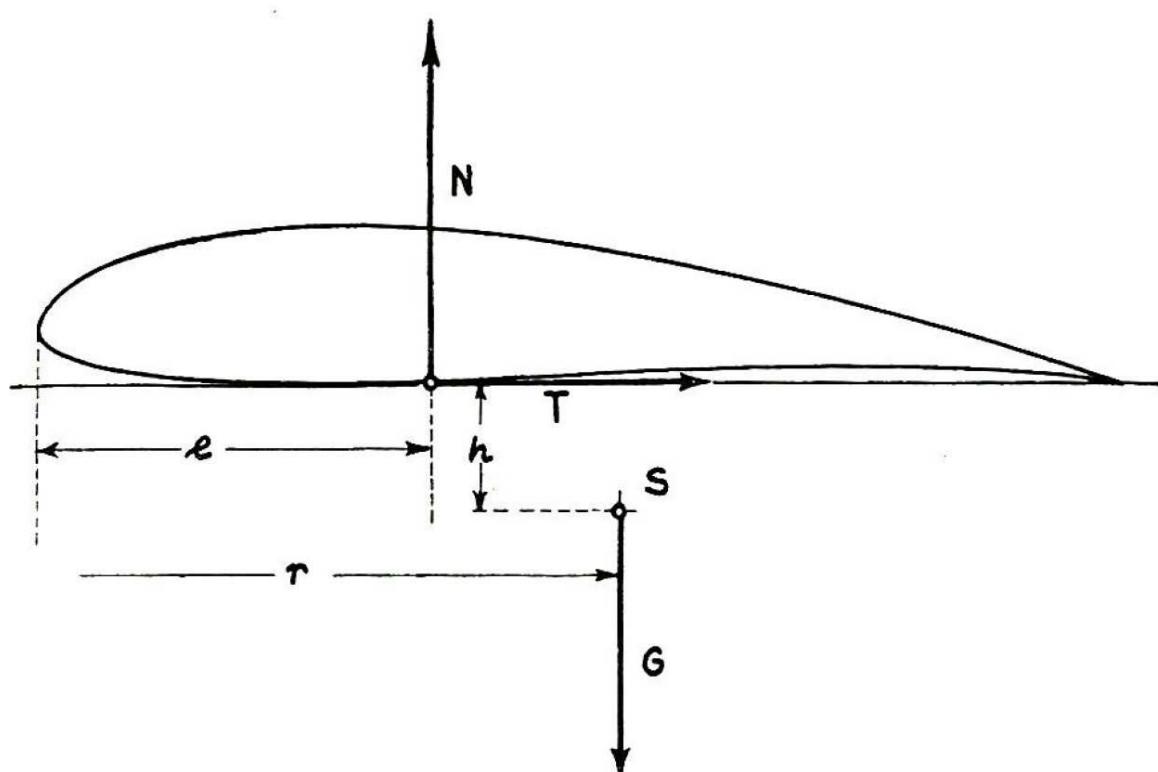


Bild 15. Flügelmomente um den Schwerpunkt.

Führt man nun in die obenstehende Gleichung für

$$N = c_n \cdot F \cdot 2$$

$$T = c_t \cdot F \cdot 2$$

ein, so erhält man nach einigem Umformen:

$$M_F = 2 \cdot F \cdot t \left(c_m - \frac{r}{t} \cdot c_n - \frac{h}{t} \cdot c_t \right).$$

Setzt man den dimensionslosen Klammerausdruck

$$c_m - \frac{r}{t} \cdot c_n - \frac{h}{t} \cdot c_t = c_{m_s},$$

so erhält man das auf den Flugzeugschwerpunkt bezogene Flügelmoment:

$$M_{F_s} = c_{m_s} \cdot 2 \cdot F \cdot t.$$

Bei Flügeln mit beliebiger Umrißform, welche nicht geschränkt sind, deren Druckmittellinie gerade durchläuft und welche über die ganze Spannweite gleiches Profil haben, wird für t die mittlere Tiefe $t_m = \frac{F}{b}$ gesetzt. Man geht so vor, als ob man einen rechteckigen Flügel mit der Tiefe t_m behandeln würde.

Formeln für den Flügel allgemeiner Form. — Profiländerung und Schränkung über die Spannweite. — Beispielrechnung. In den meisten Fällen wird dieses Verfahren aber nicht anwendbar sein, und man wird gezwungen, das Flügelmoment um den Schwerpunkt aus der Summe der Momente der einzelnen Flügelemente zu ermitteln.

Diese Berechnungsart ist dann anzuwenden, wenn der Flügel Schränkung, Profiländerung über die Spannweite, Pfeilform und V-Form besitzt.

Es wird an Hand des Konstruktionsbeispiels erklärt. Man geht dabei von der Auftriebsverteilung über die Spannweite aus, welche für Segelflugzeuge am besten mit Hilfe des Verfahrens von Alexander Lippisch ermittelt wird. Es fehlt hier der Raum, um darauf näher einzugehen. Die Anleitung sowie die Formblätter dazu sind durch das Deutsche For-

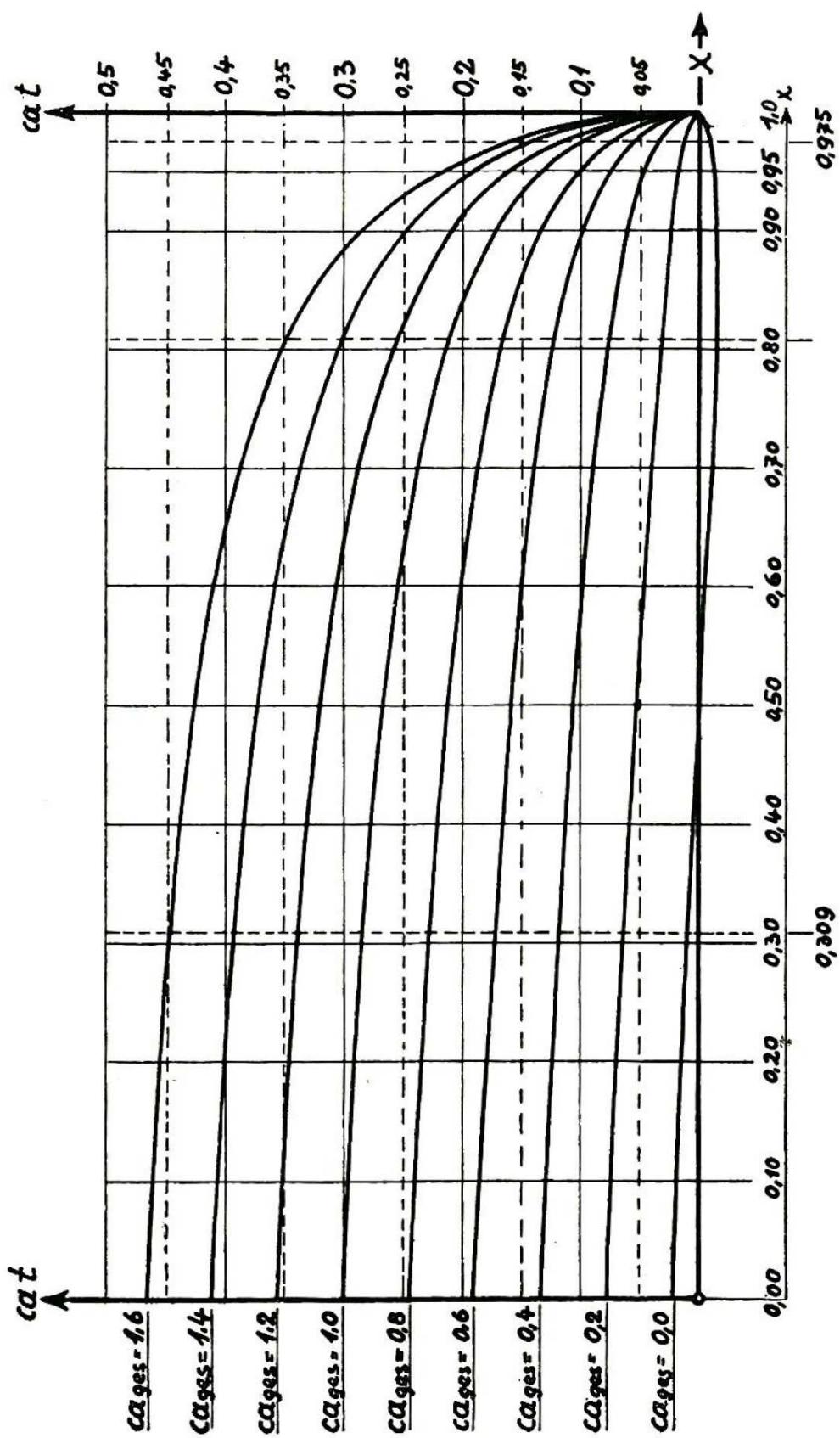


Bild 16. Auftriebsverteilungen $ca \cdot t$ bei verschiedenen Gesamtauftrieben ca_{ges} .

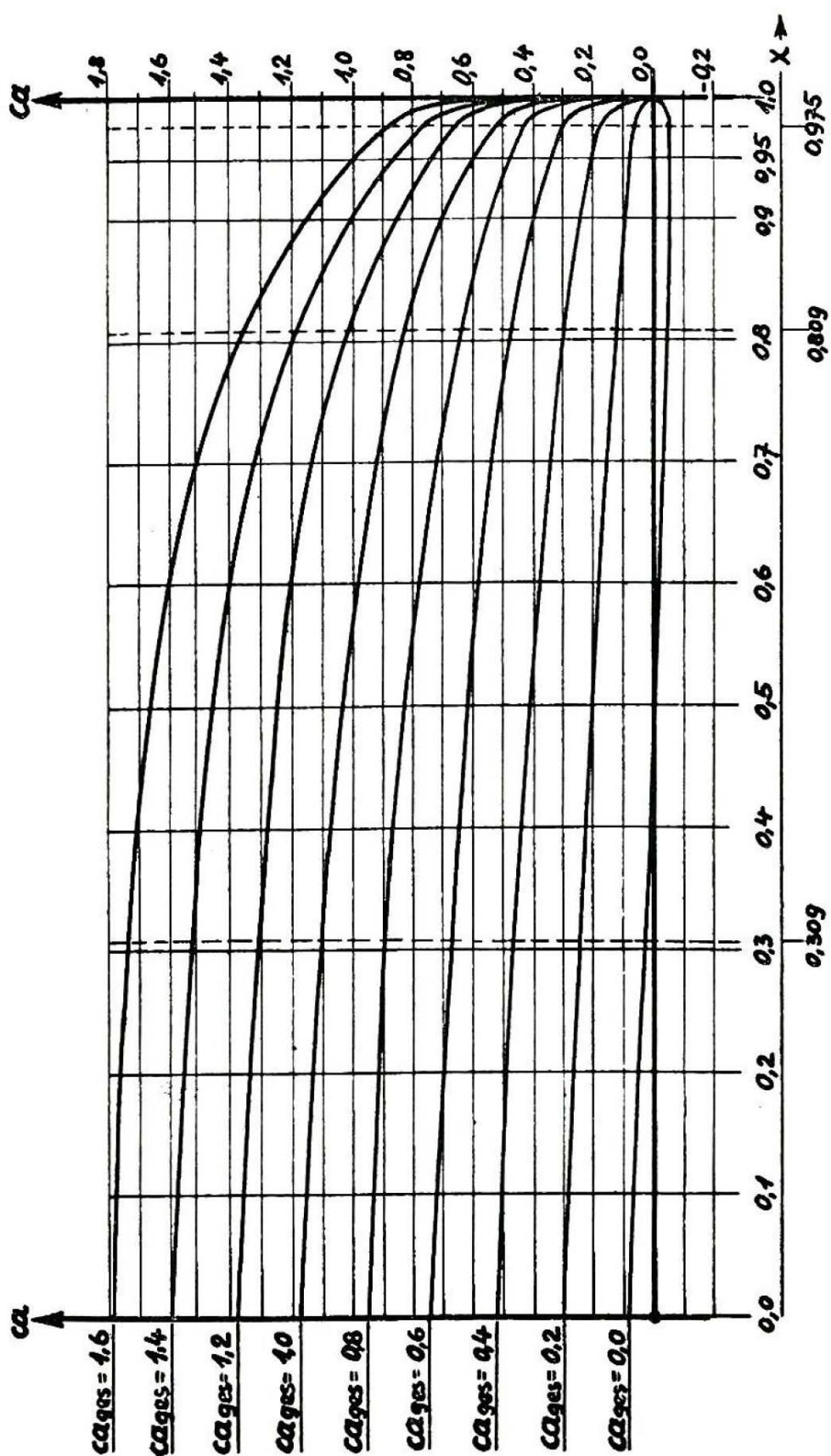


Bild 17. Werte ca an einer Stelle x , abhängig vom Gesamtauftrieb c_{ages} .

schungsinstitut für Segelflug, Griesheim bei Darmstadt, zu erhalten.

Auf Grund dieser Auftriebsverteilung wird die Ermittlung der Momente vorgenommen. Die graphische Darstellung der Auftriebsverteilung $c_a \cdot t$ für bestimmte Gesamtauftriebe c_a sind für das Beispiel in Bild 16 zu sehen. Die Werte sind in der folgenden Tafel 3 aufgetragen.

Tafel 3.
Auftriebsverteilung $c_a \cdot t$ für das Beispiel.

| $c_a \cdot ges$ x | 0,00 | 0,2 | 0,40 | $c_a \cdot t$ | 0,8 | 1,0 | 1,2 | 1,4 | 1,6 |
|------------------------|----------|--------|--------|---------------|--------|--------|--------|--------|--------|
| | 0,00 | 0,2 | 0,40 | | 0,6 | 0,8 | 1,0 | 1,2 | 1,4 |
| 0,000 | 0,0213 | 0,0771 | 0,1347 | 0,1903 | 0,2439 | 0,3013 | 0,3553 | 0,4113 | 0,4663 |
| 0,200 | 0,0126 | 0,0679 | 0,1231 | 0,1786 | 0,2336 | 0,2893 | 0,3446 | 0,3996 | 0,4529 |
| 0,309 | 0,0078 | 0,0629 | 0,1179 | 0,1732 | 0,2278 | 0,2835 | 0,3382 | 0,3938 | 0,4476 |
| 0,400 | 0,0033 | 0,0578 | 0,1122 | 0,1666 | 0,2211 | 0,2760 | 0,3299 | 0,3843 | 0,4382 |
| 0,500 | — 0,0016 | 0,0520 | 0,1055 | 0,1592 | 0,2124 | 0,2666 | 0,3200 | 0,3732 | 0,4261 |
| 0,600 | — 0,0062 | 0,0458 | 0,0978 | 0,1496 | 0,2018 | 0,2542 | 0,3058 | 0,3578 | 0,4091 |
| 0,809 | — 0,0142 | 0,0312 | 0,0759 | 0,1214 | 0,1658 | 0,2114 | 0,2560 | 0,3018 | 0,3484 |
| 0,900 | — 0,0150 | 0,0228 | 0,0606 | 0,1000 | 0,1363 | 0,1742 | 0,2118 | 0,2497 | 0,2868 |
| 0,950 | — 0,0125 | 0,0166 | 0,0457 | 0,0747 | 0,1038 | 0,1331 | 0,1621 | 0,1911 | 0,2198 |
| 0,975 | — 0,0100 | 0,0113 | 0,0326 | 0,0540 | 0,0756 | 0,0967 | 0,1180 | 0,1392 | 0,1602 |
| 1,000 | — 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 |

Um die Werte c_m für einen an beliebiger Stelle gelegenen Flügelschnitt zu erhalten, muß man den dort herrschenden Auftriebskoeffizienten c_a kennen. Man überlegt, daß in der Tafel 3 die Werte $c_a \cdot t$ durch die Tiefe t_r dividiert, den Wert c_a an der betreffenden Stelle geben müssen (Bild 17). Dabei ist zu beachten, daß t_r in der Auftriebsverteilung die auf die Halbspannweite bezogene Flügeltiefe, also bei normalem Seitenverhältnis stets kleiner als 1 ist.

Für das Beispiel ist also $t = \frac{t'}{b/2} = \frac{1,4}{5,5} = 0,257$ konstant bis $x = 0,90$, bei $x = 0,95$ ist $t = 0,22$ und bei $x = 0,975$, $t = 0,18$.

Tafel 4. Werte c_a abhängig von x .

| c_a ges x | 0,00 | 0,20 | 0,40 | 0,60 | 0,80 | 1,00 | 1,20 | 1,40 | 1,60 |
|------------------|--------------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | Werte $c_a = \frac{(ca \cdot t)}{t}$ | | | | | | | | |
| 0,000 | 0,083 | 0,300 | 0,520 | 0,742 | 0,950 | 1,170 | 1,382 | 1,600 | 1,790 |
| 0,200 | 0,049 | 0,264 | 0,480 | 0,695 | 0,910 | 1,130 | 1,340 | 1,550 | 1,760 |
| 0,309 | 0,030 | 0,245 | 0,458 | 0,674 | 0,888 | 1,102 | 1,318 | 1,530 | 1,740 |
| 0,400 | 0,013 | 0,232 | 0,437 | 0,650 | 0,862 | 1,074 | 1,283 | 1,500 | 1,700 |
| 0,500 | — 0,006 | 0,202 | 0,412 | 0,620 | 0,826 | 1,039 | 1,247 | 1,450 | 1,655 |
| 0,600 | — 0,024 | 0,179 | 0,380 | 0,583 | 0,787 | 0,990 | 1,190 | 1,390 | 1,595 |
| 0,809 | — 0,055 | 0,122 | 0,296 | 0,473 | 0,645 | 0,822 | 0,998 | 1,218 | 1,356 |
| 0,900 | — 0,058 | 0,089 | 0,236 | 0,390 | 0,532 | 0,688 | 0,850 | 0,998 | 1,150 |
| 0,950 | — 0,057 | 0,076 | 0,208 | 0,340 | 0,473 | 0,605 | 0,740 | 0,870 | 1,000 |
| 0,975 | — 0,055 | 0,063 | 0,182 | 0,300 | 0,420 | 0,537 | 0,667 | 0,774 | 0,800 |
| 1,000 | 0,000 | 0,000 | 0,000 | 0,000 | 0,000 | 0,000 | 0,000 | 0,000 | 0,000 |

Weiter stellt man die Lage des Angriffspunktes der Luftkräfte mit Hilfe der Gleichung

$$e = \frac{c_m}{c_n} \cdot t$$

fest. Setzt man dabei für $t = 1$, so erhält man e_1 auf die Tiefe 1 bezogen und braucht dann diesen Wert nur mit der Flügeltiefe t zu multiplizieren, um die zugehörige Größe von e zu erhalten.

Zuerst wird mittels der Gleichungen:

$c_n = c_a \cos \alpha + c_w \sin \alpha$ und $c_t = -c_a \sin \alpha + c_w \cos \alpha$ die Größe von c_n und c_t festgestellt. Die Ausrechnung erfolgt in Tabellenform.

1. Die Fläche, welche von der Kurve $c_a \cdot t$ umschlossen ist, wird nun in einzelne Teilflächen F_1, F_2 usf. so geteilt, daß annähernd Trapeze bzw. Dreiecke entstehen.

2. Nun wird für jede Fläche der Schwerpunkt S_1, S_2 usf. festgestellt.

3. Man zeichnet nun zur X -Achse senkrechte Gerade, welche man bis in den Flügelumriß hinein verlängert. Sie stellen die Wirkungslinie des durch die Flächen F repräsentierten Auftriebes dar. Auf ihnen muß also auch das Auftriebsmittel im Abstand e von der Vorderkante des Flügelumrisses liegen.

Tafel 5. Berechnung von c_n und c_l .

| $\alpha \lambda = 8$ | c_x | $\cos \alpha$ | c_y | $\sin \alpha$ | $c_x \cos \alpha$ | $c_y \sin \alpha$ | $-c_x \sin \alpha$ | $c_y \cos \alpha$ | c_n | c_l |
|----------------------|-------|---------------|--------|---------------|-------------------|-------------------|--------------------|-------------------|---------|---------|
| -3,5 | 0,00 | -0,998 | 0,0102 | -0,061 | 0,0000 | -0,0006 | -0,000 | -0,0102 | -0,0006 | -0,0102 |
| -1,2 | 0,20 | -0,999 | 0,0120 | -0,020 | 0,1928 | - | -0,004 | 0,0120 | 2,20 | 0,0084 |
| +1,3 | 0,40 | +0,999 | 0,0164 | +0,023 | 0,3996 | - | -0,008 | 0,0164 | 0,40 | 0,0086 |
| 3,8 | 0,60 | 0,998 | 0,0266 | 0,067 | 0,5988 | - | -0,038 | 0,0246 | 0,60 | -0,0134 |
| 6,3 | 0,80 | 0,993 | 0,0367 | 0,110 | 0,7944 | +0,0040 | -0,088 | 0,0364 | 0,7984 | -0,0516 |
| 8,8 | 1,00 | 0,988 | 0,0531 | 0,153 | 0,9880 | 0,0080 | -0,153 | 0,0524 | 0,9960 | -0,1006 |
| 11,5 | 1,20 | 0,980 | 0,0745 | 0,199 | 1,1760 | 0,0148 | -0,239 | 0,0730 | 1,1908 | -0,1660 |
| 14,9 | 1,40 | 0,967 | 0,1014 | 0,257 | 1,3530 | 0,0262 | -0,360 | 0,0980 | 1,3792 | -0,2620 |
| 17,7 | 1,60 | 0,953 | 0,1420 | 0,303 | 1,5240 | 0,0430 | -0,484 | 0,1320 | 1,5670 | -0,3520 |

Dann wird an Hand dieser Werte c_l festgestellt.Tafel 6. Ausrechnung von c_l .

| c_x | c_m | c_n | c_t | c_l |
|--------|-------|-------|---------|-------|
| -0,100 | 0,050 | 0,100 | 0,0104 | -0,5 |
| -0,050 | 0,062 | 0,050 | 0,0102 | -1,24 |
| -0,025 | 0,068 | 0,025 | 0,0100 | -2,72 |
| -0,010 | 0,072 | 0,010 | 0,0100 | -7,20 |
| -0,010 | 0,077 | 0,010 | 0,0100 | +7,70 |
| -0,025 | 0,082 | 0,025 | 0,0100 | 3,28 |
| 0,050 | 0,088 | 0,050 | 0,0100 | 1,76 |
| 0,080 | 0,095 | 0,080 | 0,0100 | 1,20 |
| 0,100 | 0,102 | 0,100 | 0,0102 | 1,02 |
| 0,200 | 0,127 | 0,200 | 0,0104 | 0,635 |
| 0,400 | 0,178 | 0,400 | 0,0080 | 0,445 |
| 0,600 | 0,227 | 0,600 | 0,0074 | 0,370 |
| 0,800 | 0,277 | 0,798 | -0,0134 | 0,345 |
| 1,000 | 0,328 | 0,996 | -0,0516 | 0,329 |
| 1,200 | 0,378 | 1,191 | -0,1040 | 0,318 |
| 1,400 | 0,437 | 1,379 | -0,2620 | 0,317 |
| 1,600 | 0,500 | 1,567 | -0,3520 | 0,319 |

Die Ergebnisse sind in Bild 18 aufgetragen. Hat man diese Vorarbeiten beendigt, so kann man zur Ermittlung der Angriffspunkte der Luftkräfte bei den verschiedenen Fluglagen schreiten. Man zeichnet sich zu diesem Zweck den Flügel auf $b/2 = 1$ reduziert und darüber die Auftriebsverteilung für den gewünschten Wert $c_{a,ges}$.

In Bild 19 ist die Auftriebsverteilung für $c_{a,ges} = 0,8$ ausgewählt.

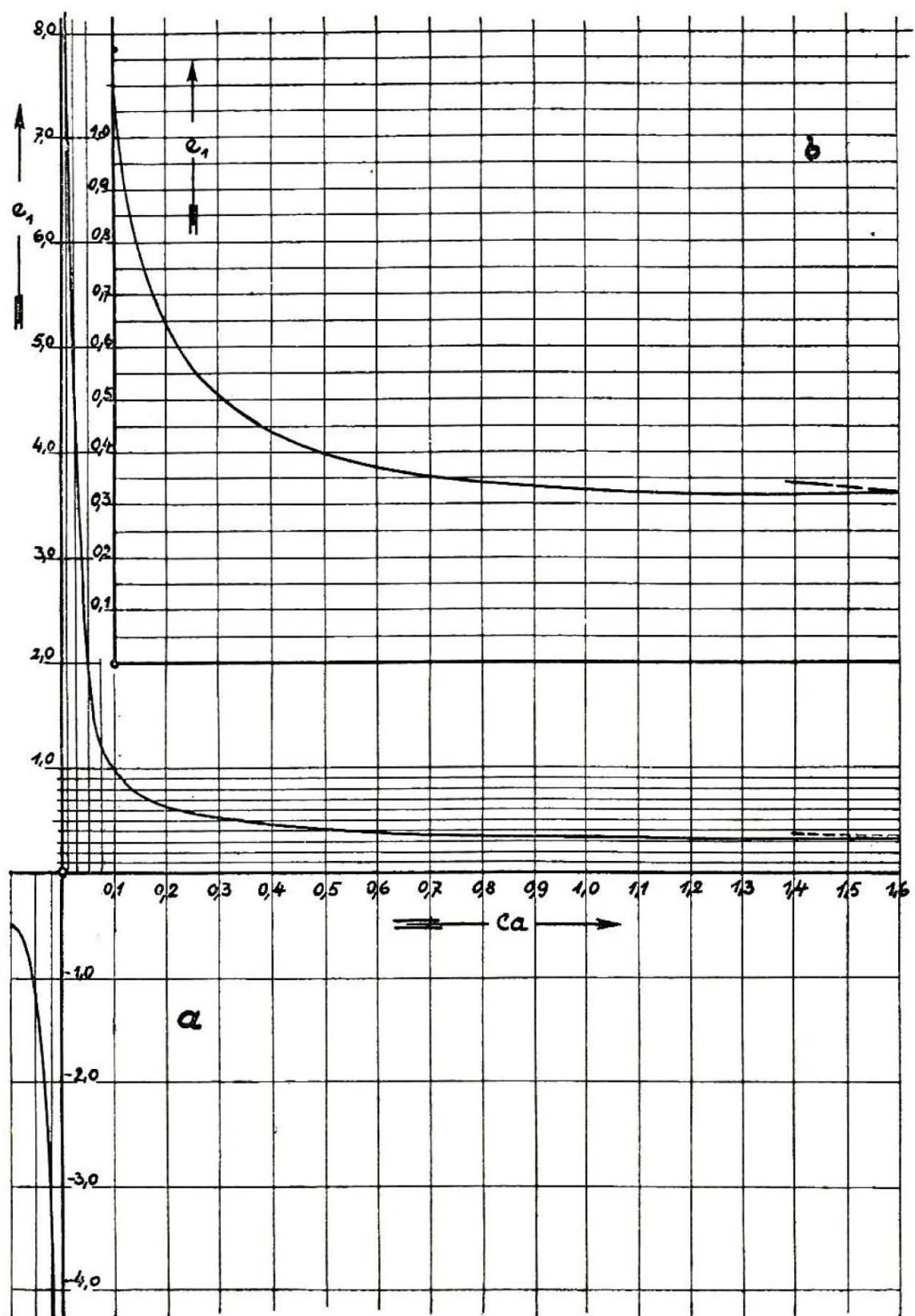


Bild 18. Werte el , abhängig von ca ; a) ganzes Diagramm, b) vergrößerter Ausschnitt ab $ca = 0,1$.

4. Um diesen zu finden, stellt man erst die Abstände x der Schwerpunkte von $x = 0$ aus fest und sucht in Bild 17

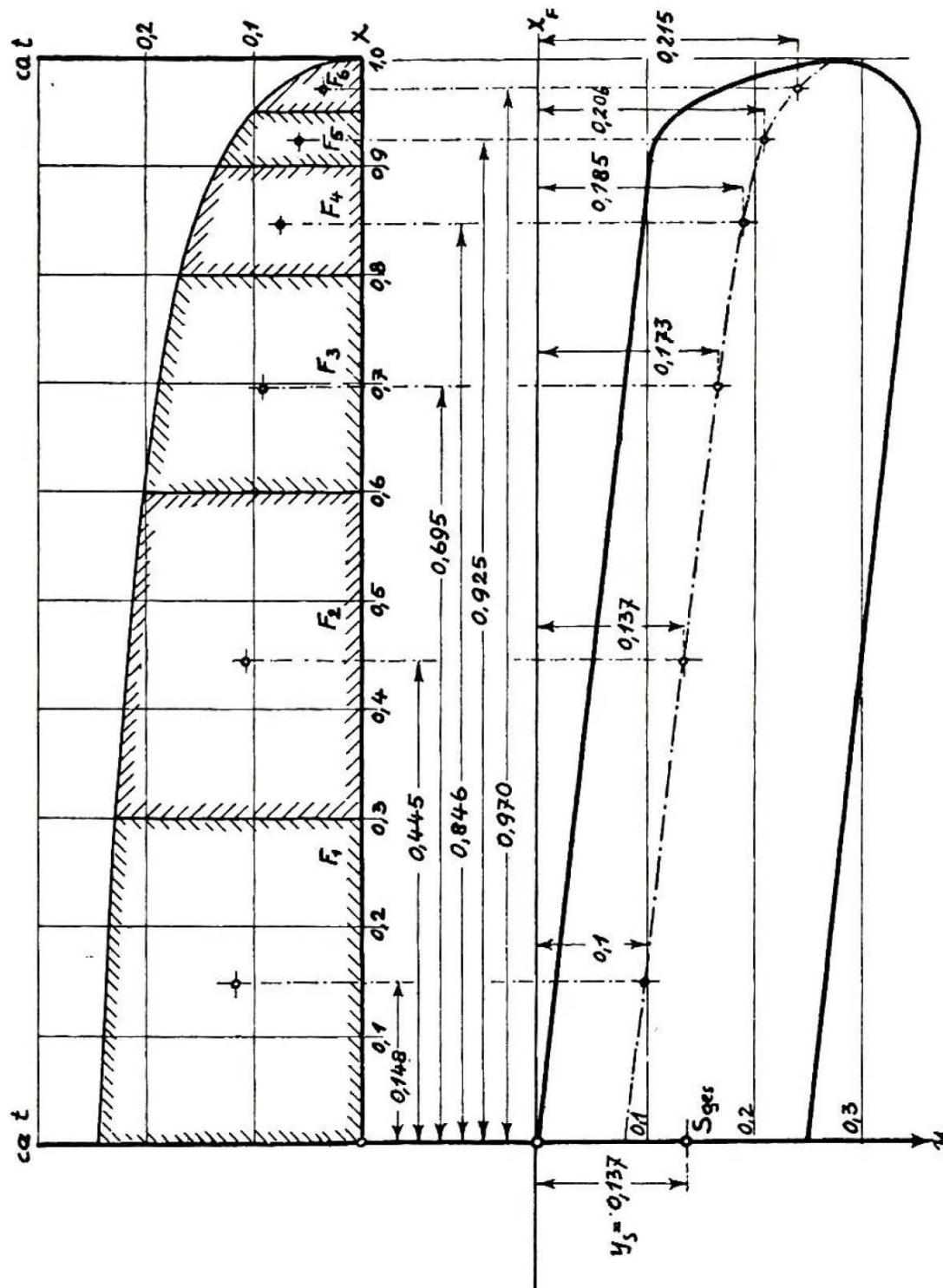


Bild 19. Ermittlung des Auftriebsmittelpunktes für $c_a = 0,8$.

die Werte von c_a , welche diesen Werten von x zugeordnet sind.

5. Diesen Werten von c_a entsprechen wiederum Werte von e_1 , welche aus Bild 18 entnommen werden.

6. Man multipliziert diese Werte e_1 mit der reduzierten Flügeltiefe t_r , welche man aus der Flügelumrißkurve auf den Geraden durch s abmisst.

7. Die so erhaltenen Werte c trägt man von der Flügelvorderkante aus auf und erhält so die Angriffspunkte der Luftkraft für den Flächenteil F .

8. Man misst nun die Abstände der Angriffspunkte y von der X -Achse des Flügels und ermittelt

9. die Flächeninhalte der Teilflächen F durch Planimetrieren oder Auszählen. Dann multipliziert man

10. diese Flächeninhalte mit den ihnen zugeordneten Werten y .

11. Man addiert nun die Werte $y \cdot F$ und auch die Werte F und erhält

$$12. \quad y_M = \frac{\sum y \cdot F}{\sum F} = \frac{y_1 F_1 + y_2 F_2 \dots}{F_1 + F_2 \dots}$$

Diese Rechnung ist in Tabellenform für den Wert $c_{a_{ges}} = 0,8$ im folgenden ausgeführt. Sie wird für alle in Betracht kommenden Werte von $c_{a_{ges}}$ ausgeführt.

Tafel 7. Ermittlung des Wertes y_m für $c_{a_{ges}} = 0,8$.

| x | c_a | e_l | t_r | $e_l t_r = e$ | y | F | $y \cdot F$ | |
|-------|-------|-------|-------|---------------|-------|------------------|---------------------------|--------------------------|
| 0,148 | 0,860 | 0,335 | 0,257 | 0,0860 | 0,100 | 28,42 | 2,842 | |
| 0,445 | 0,842 | 0,337 | 0,257 | 0,0865 | 0,137 | 25,98 | 3,558 | $y_m = y_s$ |
| 0,695 | 0,760 | 0,345 | 0,257 | 0,0886 | 0,617 | 14,98 | 2,501 | $= \frac{10,923}{79,32}$ |
| 0,846 | 0,600 | 0,370 | 0,257 | 0,0950 | 0,192 | 6,14 | 1,180 | |
| 0,925 | 0,460 | 0,412 | 0,248 | 0,1020 | 0,210 | 2,40 | 0,504 | $= 0,1377$ |
| 0,970 | 0,420 | 0,430 | 0,165 | 0,0710 | 0,241 | 1,40 | 0,338 | $\sim 0,138$ |
| | | | | | | $\sum F = 79,32$ | $\sum y \cdot F = 10,923$ | $= \sum F \cdot y$ |

In Bild 19 ist y_m mit y_s bezeichnet, weil der Auftriebsmittelpunkt für den Gesamtauftriebsbeiwert des Flügels, $c_{a_{ges}} = 0,8$ mit dem Schwerpunkt des Flugzeugs zusammenfallen soll. Für den Wert $c_{a_{ges}} = 0$ werden die Auftriebsmittelpunkte für den Teil des Flügels, der positiven Auftrieb und für den der

negativen Auftrieb liefert, gesondert ausgerechnet und sind auch in der folgenden Tafel 8 gesondert eingetragen.

Man erhält nun c_{m_s} , den auf den Schwerpunkt bezogenen Momentenbeiwert durch Umformung der Gleichung für e ;

$$e = \frac{c_m}{c_n} \cdot t_r; c_m = \frac{e \cdot c_n}{t_r} = \frac{y_m \cdot c_n}{t_r}.$$

Die Ausrechnung für das Beispiel befindet sich ebenfalls in Tafel 8.

Tafel 8.

| c_{ages} | 0,0 | 0,2 | 0,4 | 0,6 | 0,8 | 1,0 | 1,2 | 1,4 | 1,6 |
|-----------------|----------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|--------|
| y_m | 0,396 | 0,200 | 0,160 | 0,147 | 0,138 | 0,137 | 0,136 | 0,135 | 0,134 |
| | — 0,203 | | | | | | | | |
| c_n | 0,060 | 0,200 | 0,400 | 0,600 | 0,798 | 0,996 | 1,191 | 1,379 | 1,567 |
| | — 0,056 | | | | | | | | |
| $c_n \cdot y_m$ | 0,0238 | 0,040 | 0,064 | 0,088 | 0,110 | 0,136 | 0,162 | 0,186 | 0,2196 |
| | — 0,0191 | | | | | | | | |
| c_m | 0,167 | 0,156 | 0,249 | 0,343 | 0,428 | 0,530 | 0,630 | 0,724 | 0,855 |

Die Ermittlung der Flügelmomente erfolgt nun nach der Formel

$$\frac{M_F}{2} = F \cdot t \cdot c_{m_s} = F \cdot t \left(c_m - \frac{r}{t} \cdot c_n - \frac{h}{t} \cdot c_t \right)$$

$$t = \frac{F}{b} = \frac{15}{10,8} = \sim 1,4 \text{ m} \quad \frac{r}{t} = \frac{0,773}{1,4} = 0,552$$

$$F \cdot t = 1,4 \cdot 15 = 21 \quad \frac{h}{t} = \frac{0,35}{1,4} = 0,250$$

Tafel 9.

| α | ct | c_n | c_m | $\frac{n}{t} \cdot c_n$ 0,553 c_n | $\frac{h}{t} \cdot c_t$ 0,250 ct | c_{m_s} | M_F/q 21 $\cdot c_m$ |
|----------|----------|--------|-------|--|---------------------------------------|-----------|---------------------------|
| — 3,5 | — 0,0102 | 0,0006 | 0,167 | 0,0000 | 0,00255 | 0,1644 | 3,445 |
| — 1,2 | + 0,0084 | 0,2000 | 0,156 | 0,1106 | 0,00210 | 0,0433 | 0,908 |
| + 1,3 | 0,0080 | 0,4000 | 0,249 | 0,2212 | 0,00200 | 0,0258 | 0,542 |
| 3,8 | — 0,0134 | 0,6000 | 0,343 | 0,3318 | — 0,00335 | 0,0112 | 0,235 |
| 6,3 | — 0,0516 | 0,7980 | 0,428 | 0,4401 | — 0,01290 | 0,0000 | 0,000 |
| 8,8 | — 0,1006 | 0,9960 | 0,530 | 0,5499 | — 0,02512 | 0,0050 | 0,105 |
| 11,5 | — 0,1660 | 1,1908 | 0,630 | 0,6598 | — 0,04150 | 0,0117 | 0,246 |
| 14,9 | — 0,2620 | 1,3792 | 0,724 | 0,7620 | — 0,06540 | 0,0274 | 0,574 |
| 17,7 | — 0,3520 | 1,5670 | 0,855 | 0,8660 | — 0,08800 | 0,0770 | 1,616 |

Die Flügelmomente $\frac{M}{Q}$ werden in Bild 21 aufgetragen.

Bestimmung des Leitwerkmomentes.

Im Bereich der möglichen Anstellwinkel des Leitwerks kann die Änderung des Normalkraftbeiwertes c_n abhängig von der Änderung der Anstellwinkel α als linear angesehen werden. Im Bild 21 erscheint also die Linie des Leitwerksmomentes als Gerade. Ihre Neigung ist

$$\frac{M_{L/2}}{\Delta\alpha} = \frac{\Delta c_n}{\Delta\alpha} \cdot F_L \cdot b_L \cdot \xi \cdot k.$$

Der Wert $\frac{\Delta c_n}{\Delta\alpha}$ ist aus dem Diagramm Bild 20, abhängig vom Seitenverhältnis $\frac{b^2 L}{F_L}$, zu entnehmen. F_L ist die Gesamtfläche des Leitwerks, l_L der Abstand der Ruderachse vom Schwerpunkt des Flugzeugs. ξ ist ein Abminderungsfaktor, welcher den Einfluß des Abwinds auf das Leitwerk berücksichtigt,

$$\xi = 1 - 0,73 \cdot \frac{F}{b^2} \left[1 + \sqrt{1 + \left(\frac{b}{2 l_L} \right)^2} \right],$$

\varkappa ein weiterer Abminderungsfaktor, welcher bei losgelassenem Ruder Verringerung des Moments durch die wegfallende Ruderfläche berücksichtigt.

$$\varkappa = 1 - \frac{F_R}{F_L} \text{ für Ausführung ohne Ausgleich,}$$

$$\varkappa = 1 - \frac{F_R - F_A}{F_L} \text{ für Ausführung mit Ausgleich,}$$

F_A = Gesamtfläche des Ausgleichs.

Die Ausrechnung für das Beispiel erfolgt aus den Konstruktionsangaben.

| | |
|---------------------------------------|--------------------------|
| Fläche des ganzen Leitwerks | $F_L = 2,00 \text{ m}^2$ |
| Spannweite des ganzen Leitwerks | $b_L = 2,40 \text{ m}$ |
| Seitenverhältnis des ganzen Leitwerks | $\lambda_L = 3,10$ |
| Fläche des Höhenruders | $F_h = 0,80 \text{ m}^2$ |
| Hebelarm des Leitwerks | $l_L = 3,60 \text{ m}$ |

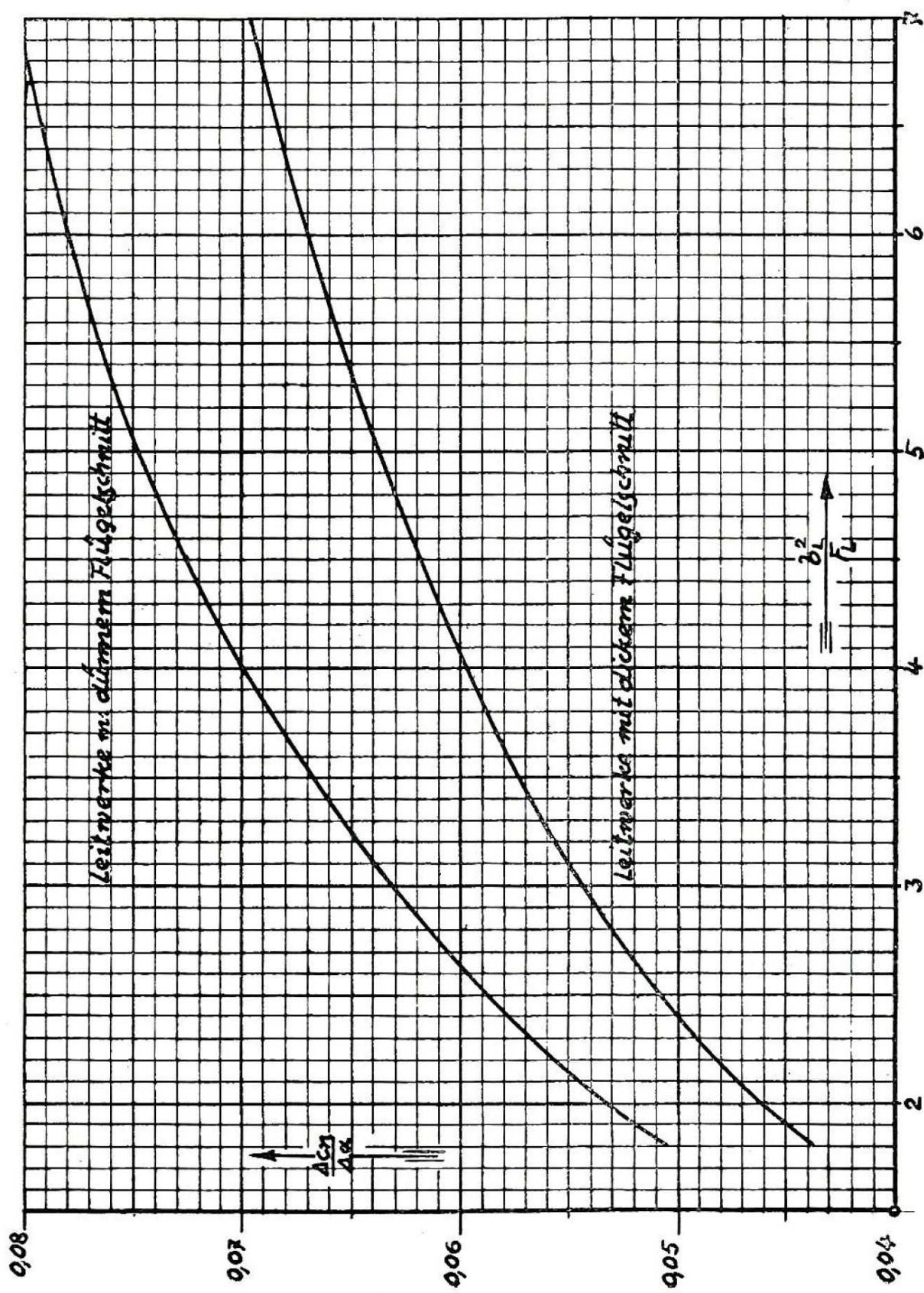


Bild 20. Werte $\frac{\Delta c_n}{\Delta \alpha}$, abhängig von $\lambda = \frac{b_L^2}{F}$ des Höhenleitwerks.

| | |
|----------------------------------|----------------------|
| Spannweite des Tragflügels | $b = 11,0 \text{ m}$ |
| Flächengröße des Tragflügels | $F = 15 \text{ m}^2$ |
| Seitenverhältnis des Tragflügels | $\lambda = 8$ |

1. Aus Bild 8 folgt für das gegebene Seitenverhältnis $\lambda_L = 3,1$

$$\frac{\Delta c_n L}{\Delta \alpha} = 0,06.$$

2. Der Abminderungsfaktor zur Berücksichtigung des Abwindes:

$$\begin{aligned} \xi &= 1 - 0,73 \cdot \frac{F}{b^2} \left[1 + \sqrt{1 + \left(\frac{b}{2 \lambda_L} \right)^2} \right] \\ &= 1 - 0,73 \cdot \frac{1}{8} \left[1 + \sqrt{1 + \left(\frac{11}{7,2} \right)^2} \right] \\ &= 1 - 0,73 \cdot 0,125 \left[1 + \sqrt{1 + (1,54)^2} \right] = 0,742. \end{aligned}$$

3. Der Abminderungsfaktor für die Ausführung ohne Ausgleichsfläche:

$$\kappa = 1 - \frac{F_R}{F_L} = 1 - \frac{0,8}{2,0} = 0,60.$$

4. Damit wird die Neigung der Momentengeraden für das Leitwerk bei Flug mit losgelassenem Ruder:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta M_{L/2}}{\Delta \alpha} &= \frac{\Delta c_n L}{\Delta \alpha} \cdot F_L \cdot 1_L \cdot \xi \cdot \kappa = 0,06 \cdot 2,0 \cdot 3,6 \cdot 0,742 \cdot 0,6 \\ &= 0,192 = \frac{1}{5,2}. \end{aligned}$$

5. Die Momentengerade wird in Bild 21 durch den Punkt hindurchgehend eingetragen, bei welchem das Flügelmoment gleich 0 ist. Das Gesamtmoment ergibt sich durch Summieren des Flügel- und Leitwerksmomentes. Es zeigt sich, daß die Stabilität beim Flügel mit losgelassenem Ruder ausreichend ist.

6. Momentengerade für den Flug mit festgehaltenem Ruder:

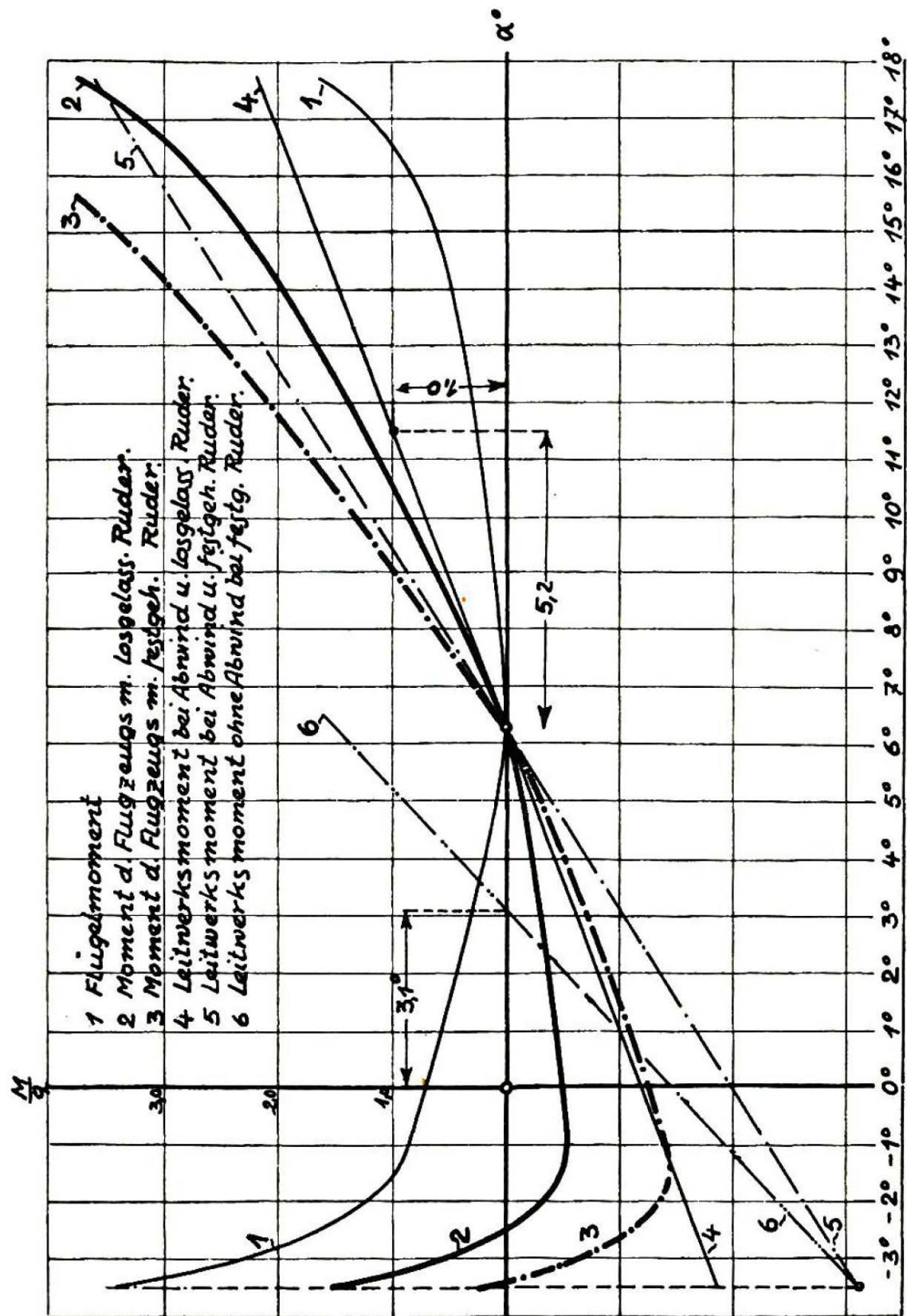


Bild 21. Stabilitätsbestimmung.

$$\frac{\Delta M_{L/2}}{\Delta \alpha} = \frac{\Delta c_n L}{\Delta \alpha} \cdot F_L \cdot 1_L \cdot \xi = 0,06 \cdot 2,0 \cdot 3,6 \cdot 0,742 \\ = 0,320 = \frac{1}{3,12}.$$

7. Auch diese Gerade wird in Bild 21 eingetragen und durch Addition die Kurve des Momentenverlaufes für das ganze Flugzeug ermittelt.

Bestimmung des Einstellwinkels δ gegen die Sehne des Tragflügelprofils.

1. Man verlängert die Momentengerade für den Flug mit festgehaltenem Ruder bis zum Schnitt mit einer Senkrechten auf die α -Achse, welche man im Punkte errichtet, bei welchem $c_a = 0$ ist.

2. Durch diesen Punkt legt man die Momentengerade für den Flug mit festgehaltenem Ruder ohne Berücksichtigung des Abwandes.

$$\frac{\Delta M_{L/2}}{\Delta \alpha} = \frac{\Delta c_n L}{\Delta \alpha} \cdot F_L \cdot 1_L = 0,06 \cdot 2,0 \cdot 3,6 = 0,432 = \frac{1}{2,3}.$$

3. Diese Gerade schneidet die α -Achse an der Stelle $\alpha = 3,1^\circ$. Der Einstellwinkel, bei welchem die gewünschten Stabilitätsverhältnisse eintreten, ist also

$$\delta = -3,1^\circ.$$

Der oben angeführte Berechnungsvorgang zur Ermittlung der aerodynamischen und Stabilitäts-Verhältnisse ist unabhängig von der Ausführungsart des Flugzeugs. Das heißt, es ist für die Art der Ermittlung unwesentlich, ob es sich um ein Hochleistungsflugzeug oder einen Schulgleiter einfachster Art handelt.

b) Übungsflugzeug.

Seinem Verwendungszweck entsprechend muß das Übungsflugzeug wesentlich bessere Flugleistungen aufweisen als das Anfängerflugzeug. Da es die Vorstufe zum Hochleistungs-

flugzeug darstellt, das besonders durch seine flachen Gleitwinkel und durch die große Schwebefähigkeit bei Geschwindigkeitsüberschuß den Anfängern Schwierigkeiten bereitet, so müssen diese Eigenschaften zwar in verminderterem Maße auch beim Übungssegler vorhanden sein.

Sein Gleitverhältnis ε wird man demnach mit etwa 1:18, seine Sinkgeschwindigkeit v_s mit etwa 0,8 m/sec voranschlagen. Um diese Werte zu erreichen, ist bereits eine wesentliche Vergrößerung des Seitenverhältnisses λ nötig. Auch muß der schädliche Widerstand W_s schon sehr gering gehalten werden. Da es sich dabei aber immer um Flugzeuge handelt, bei welchen möglichste Einfachheit und Billigkeit des Aufbaues wünschenswert ist, so ist diese Aufgabe nicht allzu leicht zu lösen. Besonders deshalb, weil auch auf gute Reparaturmöglichkeiten gesehen werden muß.

1. Fläche.

Das Seitenverhältnis kann mit $\lambda \sim 10$ voranschlagt werden. Da man einen geringen Zuwachs an Landegeschwindigkeit in Kauf nehmen kann, welche ja nur mit der Wurzel aus der Flächenbelastung steigt, wenn der maximale Auftriebsbeiwert gleichbleibt, so kann man die Flächenbelastung etwas erhöhen. Diese Erhöhung stellt sich schon deshalb ein, weil bei einer Vergrößerung von λ , bei gleichbleibendem Flächeninhalt des Flügels, auch eine Vergrößerung des Baugewichtes eintritt.

Um das Flugzeug handlich zu erhalten, wird man trachten, die Spannweite in den Grenzen gering zu machen, welche ohne große konstruktive Schwierigkeiten erreichbar sind.

Diese Grenzen sind einerseits durch die größte Flächenbelastung, welche man zulassen will, und andererseits durch die Größe des schädlichen Widerstandes der übrigen Bauteile bestimmt.

Die Flächenbelastung ist aber, wenn man in den gegebenen

Grenzen das Baugewicht der Fläche für gleichbleibend ansieht, vom Gewicht der nichttragenden Bestandteile und vom Gewicht des Insassen abhängig. Letzteres muß man, um in den Flugleistungen nicht allzu abhängig von der mehr oder minder großen Beleibtheit des Führers zu werden, mit etwa 80 kg annehmen. Dazu kommen noch 10 kg für den Fallschirm und 5 kg für Instrumente, so daß das Gesamtgewicht der Zuladung mit 95 kg dem praktischen Fall wohl am nächsten kommt.

Das auf den Quadratmeter der Tragfläche bezogene Leergewicht des Flugzeugs $\frac{G_1}{F}$ liegt zwischen 6—8 kg/m².

Man kann also die Spannweite angenähert bestimmen, wenn man die Größe der Zuladung G_z , das bezogene Leergewicht $\frac{G_1}{F}$, die Flächenbelastung im Fluge $\frac{G}{F}$ und das Seitenverhältnis festlegt.

$\frac{G_z}{F} + \left(\frac{G_1}{F}\right) = \left(\frac{G}{F}\right)$; weiter $\frac{G_z}{F} = \left(\frac{G}{F}\right) - \left(\frac{G_1}{F}\right)$ und demnach

$$F = \frac{G_z}{G/F - G_1/F}.$$

$\left(\frac{G}{F}\right)$ ist eingeklammert, wenn es als Zahl kg/m² angenommen ist, und F und G also nicht voneinander getrennt werden können.

Beispiel: Angenommen wird:

$$G_z = 95 \text{ kg}; \frac{G_1}{F} = 7 \text{ kg/m}^2; \frac{G}{F} = 14 \text{ kg/m}^2; \lambda = \frac{b^2}{F} = 10.$$

Es wird:

$$F = \frac{G_z}{G/F - G_1/F} = \frac{95}{14 - 7} = \frac{95}{7} = \sim 13,6$$

$$\frac{b^2}{F} = 10 = \frac{b^2}{13,6}; b^2 = 136; b = \sim 11,66 \text{ m.}$$

Damit würde das Leergewicht: $G_1 = 13,6 \cdot 7 = 95 \text{ kg}$
 und das Fluggewicht: $G = 13,6 \cdot 14 = 190 \text{ kg}.$

Die hier errechneten Werte ließen sich bei sorgfältiger Konstruktion verwirklichen. Diese ist aber jetzt weiter bestimmt durch die Größe des schädlichen Widerstandes, weil ja eine bestimmte Gleitzahl, etwa $\epsilon = 1:18$, erreicht werden soll.

Der Zusammenhang ist folgend geschildert:
 Die Größe des Rumpfhauptspantes ist durch die Ausmaße der normalen menschlichen Figur bestimmt. Ein leicht nach rück-

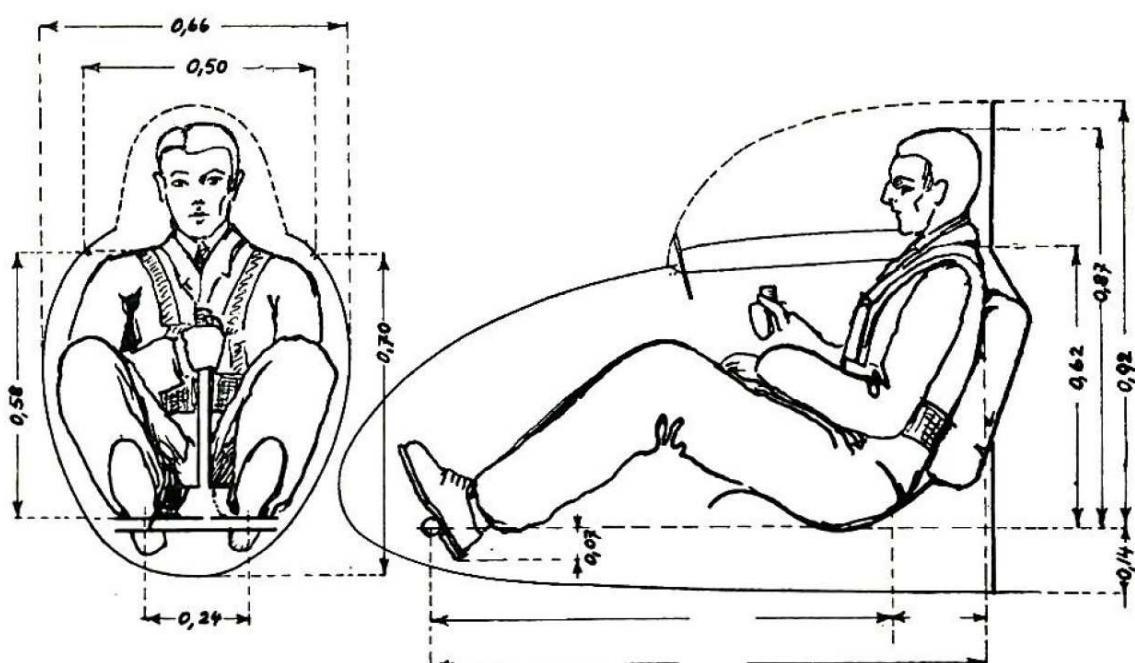


Bild 22. Sitzausmaße eines etwa 1,8 m großen Menschen.

wärts geneigter Mann von 1,8 m Körperlänge hat eine Sitzhöhe bis zur Schulter von etwa 0,6 m, bis zum Kopf 0,85 m. Die Sitzbreite beträgt ungefähr 0,35 m, die Schulterbreite 0,60 m (Bild 22).

Die Fläche des Hauptspantes würde im günstigsten Fall etwa $0,38 \text{ m}^2$ betragen. Je nach Güte der aerodynamischen Formgebung hat also der Rumpf ohne Leitwerk einen schädlichen Widerstand von

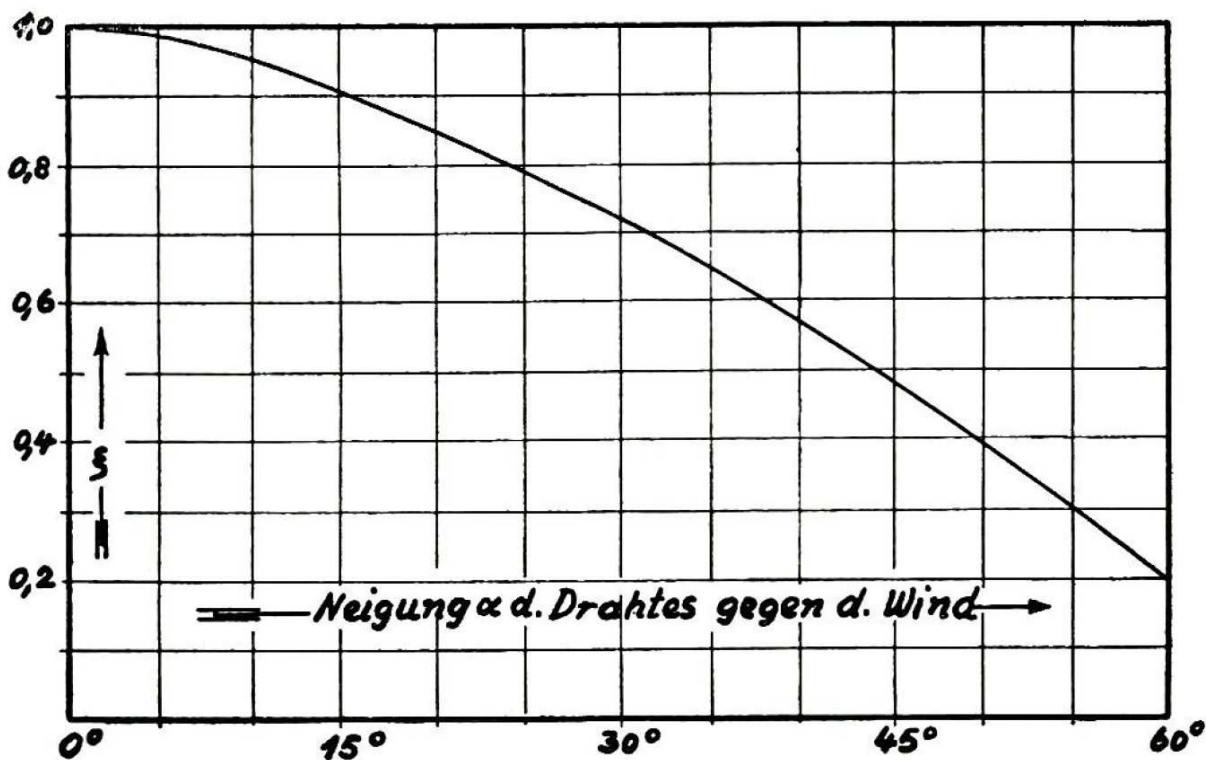
$$W_R = C \cdot F_s \cdot q,$$

zu welchem noch der Widerstand des Leitwerks kommt. Die

| Widerstandskörper | C | Bemerkung. |
|-------------------|-------|---|
| | 0,045 | günstigste Form. |
| | 0,050 | Empfindlich gegen Änderung des Anblasewinkels, da bei schiefem Anströmen an den Kanten Abreißerscheinungen auftreten. |
| | 0,060 | Durch Reibungseinfluß vergrößerter Widerstand. |
| | 0,10 | Kanteneinfluß auch bei Anblasen in der Achsrichtung bereits groß. |
| | 0,09 | Wie bei 2. Bei Verwendung eckiger Rümpfe achten, daß Hauptflugrichtung mit Rumpfachse zusammenfällt. |
| | 0,45 | Wird kleiner, wenn hinter dem Kopf des Führers Windabfluß angebracht ist. Etwa $C = 0,30$. |
| | 0,15 | Gilt für stromlinig bearbeitete Holzhebel. |
| | 1,16 | |
| | 1,08 | |

Bild 23. Widerstandskoeffizienten verschiedener Rumpfformen und Bauteile.

| Widerstandskörper. | C | Bemerkungen. |
|---|--------------|--|
|  | 0,35 | |
| Profildraht  Streben | 2,20 0,10 | |
|  Ballonräder | 0,22 | Durch Anbringen von Radverkleidungen kann der Widerstandskoeffizient auf 0,18 erniedrigt werden. |



c_a = Widerstand des unter dem Winkel d gegen den Wind geneigten Drahtes.
 $c_a = c_\xi$ (Diagramm nach Eiffel.)

Bild 24. Widerstandskoeffizienten verschiedener Rumpfformen und Bauteile.

Größe der Höhenleitwerksflosse kann wie beim Schulflugzeug mit etwa 12% der Tragfläche, die des Seitenleitwerks mit 8% angenommen werden. Damit wird der Leitwerkswiderstand:

$$W_L = c_{wL} \cdot F_L \cdot q.$$

C ist der Widerstandskoeffizient für die gewählte Rumpfform, bezogen auf den Hauptspant (Bild und Tafel 23).

c_{wL} der Widerstandskoeffizient der Leitwerksfläche, der im Mittel mit etwa $c_{wL} = 0,024$ (in der günstigsten Fluglage) angenommen werden kann. Der gesamte, schädliche Widerstand von Rumpf und Leitwerk zusammen ist also

$$W_s = (C \cdot F_s + c_{wL} \cdot F_L) \cdot q.$$

Aus der Bedingung, daß eine bestimmte Gleitzahl $\varepsilon = \frac{1/c_a}{c_{wges}}$ eingehalten werden soll, folgt, daß die Größe $c_{wges} = c_{w\lambda 10} + c_{ws}$ dann festliegt, wenn c_a für den besten Gleitwinkel gegeben ist.

$c_{w\lambda 10}$ ist aber ein Wert, der für das gewählte Profil und Seitenverhältnis $\lambda = 10$ gegeben ist, so daß nur c_{ws} verändert werden kann. Überlegt man nun, daß

$$c_{ws} = \frac{W_s}{q^F}$$

ist, so erkennt man, daß c_{ws} nur von der Größe der Tragfläche abhängig ist, denn W_s kann bei einmal gewählter Rumpfform als konstant angesehen werden.

c_{ws} ist also die einzige Größe, welche verändert werden kann, falls $c_{w\lambda 10} + c_{ws} = c_{wges}$ zu groß wird. Es sind zwei Möglichkeiten vorhanden, diese Verkleinerung zu erreichen. Erstens eine Vergrößerung der Tragfläche, oder falls man diese vermeiden möchte, eine Verfeinerung der Rumpfform.

Beispiel: Es soll untersucht werden, ob ein Übungsflugzeug mit der im vorhergehenden Beispiel errechneten Fläche $F = 13,6 \text{ m}^2$ und einer Flügelstreckung von $\lambda = 10$, die Gleit-

zahl 1 : 18 erreichen kann, wenn es zweistielig gebaut und das Profil N 60 verwendet wird.

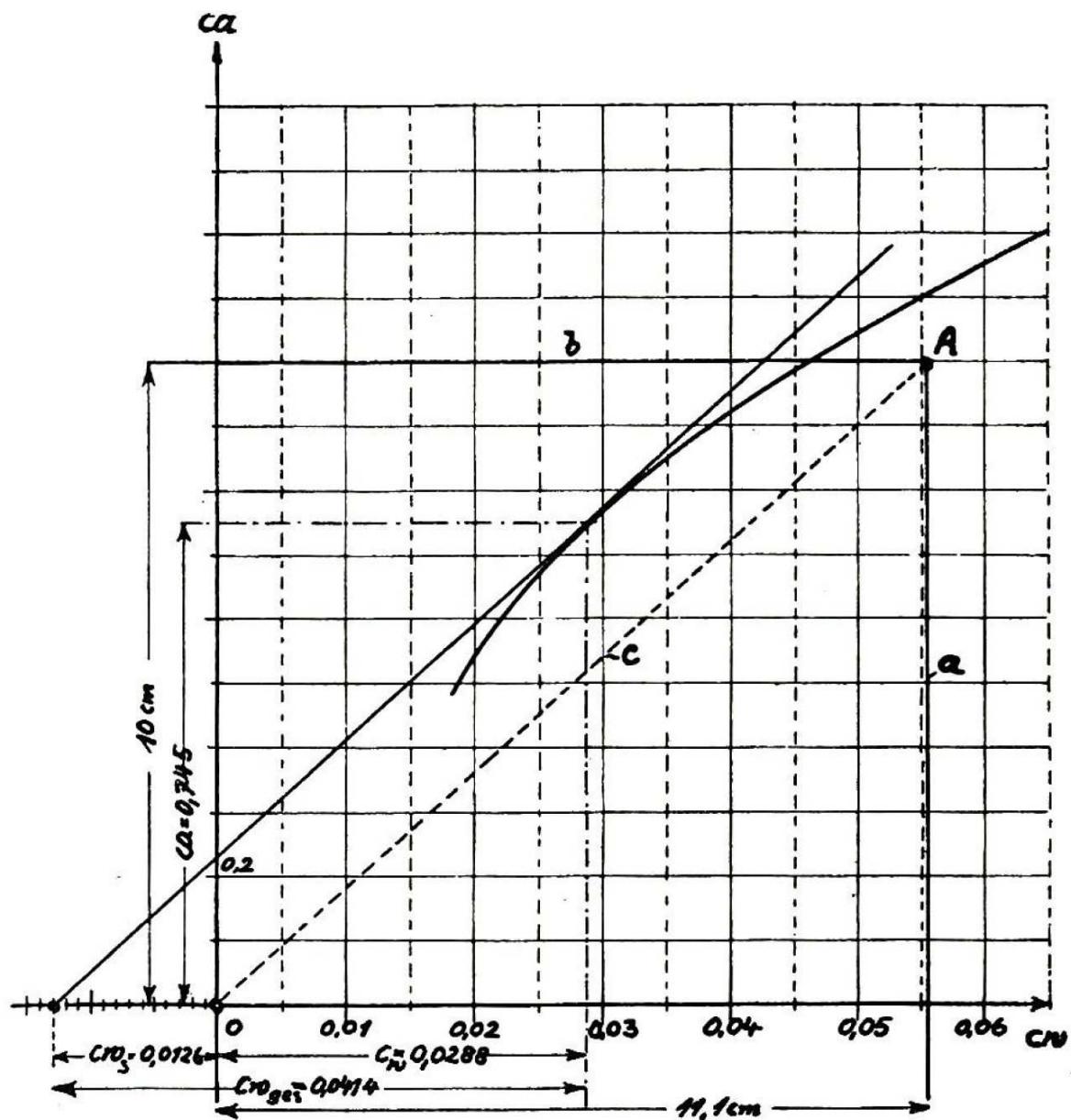


Bild 25. Ermittlung des schädlichen Widerstandes c_{w_s} für eine vorbestimmte Gleitzahl ϵ .

1. Man ermittelt den Verlauf der Polaren für das Seitenverhältnis $\lambda = 10$ für die in Betracht kommenden Werte von c_a , also zwischen $c_a = 0,6$ und $c_a = 1,2$

$$c_{w_{\lambda 10}} = c_{w\infty} + \Delta c_w = c_{w\infty} + c_a^2 \cdot 0,0334 \quad \Delta c_w = \frac{c_a^2}{10}$$

| | | | | | | | |
|-------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| c_a | 0,6 | 0,7 | 0,8 | 0,9 | 1,0 | 1,1 | 1,2 |
| c_a^2 | 0,36 | 0,49 | 0,64 | 0,81 | 1,00 | 1,21 | 1,44 |
| Δc_w | 0,0116 | 0,0158 | 0,207 | 0,0262 | 0,0334 | 0,0393 | 0,0465 |
| $c_{w\infty}$ | 0,0103 | 0,0105 | 0,0112 | 0,0122 | 0,0133 | 0,0151 | 0,0170 |
| $c_{w\lambda 10}$ | 0,0219 | 0,0263 | 0,0319 | 0,0384 | 0,0466 | 0,0544 | 0,0635 |

2. Man zeichnet die Polare so auf, daß der Maßstab für c_w das 20fache des Maßstabes für c_a beträgt (Bild 25).

3. Nun überlegt man, daß der beste Gleitwinkel in der Polaren durch eine Tangente an diese durch den 0-Punkt des Diagrammes dargestellt wird, deren Neigungswinkel zur c_a -Achse durch das Verhältnis $\frac{c_w}{c_a}$ gegeben ist. Die Verwendung eines anderen Maßstabes für c_w , als der für c_a benutzte, ändert an dieser Bedingung nichts. Es ändert sich dadurch nur der Neigungswinkel der Geraden, der jetzt durch das Verhältnis $\frac{20 c_w}{c_a}$ dargestellt ist. Unserer Bedingung gemäß erhalten wir also

$$\frac{c_w}{c_a} = \frac{1}{18} \text{ als neues Verhältnis}$$

$$\varepsilon' = \frac{20}{18} = 1,11.$$

Man trägt nun auf der c_w -Achse 11,1 cm auf und errichtet in diesem Punkt eine Senkrechte a . Diese schneidet sich mit einer im Abstand von 10 cm vom 0-Punkt gezogenen Parallelen b zur c_w -Achse im Punkt A . Man zieht durch diesen Punkt und den 0-Punkt eine Gerade c . Eine Parallelle zu dieser Geraden als Tangente an die Polare gezogen, schneidet die c_w -Achse links vom Nullpunkt in der Entfernung von 0,0126. Dieser Punkt muß, wenn das Flugzeug das Gleitverhältnis 1 : 18 erreichen soll, der 0-Punkt der Polaren für das ganze Flugzeug sein. Der Koeffizient des schädlichen Widerstandes darf 0,0125 nicht überschreiten.

4. Die Querschnittsfläche des Rumpfes sei $0,38 \text{ m}^2$, der Widerstandskoeffizient $C = 0,2$, die Fläche des gesamten Höhenleitwerkes 3 m^2 , der Widerstandskoeffizient $c_w = 0,025$. Es ist:

$$C \cdot F_s + c_w \cdot F_L = 0,076 + 0,075 = 0,151$$

$$\text{und } c_{w_s} = \frac{C \cdot F_s + c_w \cdot F_L}{F} = \frac{0,151}{13,6} = 0,0111.$$

5. Die Subtraktion dieses Widerstandsbeiwertes c_{w_s}' von dem aus dem Diagramm bestimmten c_{w_s} gibt einen kleinen Rest,

$$c_{w_s} - c_{w_s}' = 0,0126 - 0,0111 = 0,0015,$$

welcher aber durch vorstehende Steuerhebel usf. verbraucht wird. Es zeigt sich also, daß diese Maschine nur freitragend gebaut werden könnte, wobei es fraglich ist, ob der Aufbau dabei so einfach gemacht werden kann, daß sie als Schulflugzeug verwendbar wäre. Bei der geringen Spannweite von 11,60 m wäre das allerdings noch denkbar.

Auswahl der Profile. Man legt Wert darauf, daß die verwendeten Profile möglichst hohe Höchstauftriebe zu liefern imstande sind. Dabei muß aber beachtet werden, daß, wie schon im Abschnitt bemerkt wurde, der Übergang nach dem Auftriebsmaximum weich erfolgt, und nicht in der Nähe dieses Punktes plötzliches Abreißen der Strömung erfolgt.

Weiter ist es nicht erwünscht, wenn die Profile starke Druckpunktwanderung zeigen, weil dadurch große Verdrehkräfte im Flügel auftreten. Diese zwingen einerseits zu schwererem Aufbau dieses Teils und verursachen andererseits große Momente, welche durch das Höhenleitwerk ausgeglichen werden müssen, also zu seiner Vergrößerung und zu höheren Beanspruchungen im Rumpf führen, so daß auch dieser schwerer wird.

Diese Zunahme an Baugewicht kann dazu führen, daß der Vorteil des hohen Profilauftriebes durch die Vermehrung des Baugewichtes hinfällig wird.

Es wird sich sogar die Verwendung druckpunktfester Profile empfehlen, welche in letzter Zeit sehr vervollkommen wurden. Sie bieten den Vorteil, daß bei richtiger Verlegung des Holmes in das Druckmittel des Profils, im Flügel keine nennenswerten Verdrehbeanspruchungen auftreten; also einfachen und leichten Aufbau. Auch die Leitwerkskräfte zur Stabilisierung bleiben klein. Das Leitwerk wird kleiner und leichter, entsprechend wird auch der Rumpf leichter.

Umrißform des Flügels. Man wählt eine Umrißform, welche die Verwendung möglichst vieler gleicher Spieren ermöglicht; also etwa bis zur Halbspannweite rechteckig und dann trapezförmig mit Randbogen. Die Vorderkante soll möglichst geradlinigen Verlauf haben, weil Knicke beim Beplanken der Flügelnase Schwierigkeiten machen, wenn diese Arbeit von Ungeübten ausgeführt werden soll.

Leichte Pfeilform und mäßige Schrängung des Flügels empfehlen sich auch hier mit Rücksicht auf die Verbesserung der Flugeigenschaften. Bei der Pfeilform ist zu beachten, daß sie gering bleiben muß, da sonst außer den rein baulichen Schwierigkeiten auch noch zusätzliche Drehmomente in den Anschlußbeschlägen auftreten, welche die Konstruktion komplizieren.

2. Rumpf.

Beim Entwurf muß besonders darauf geachtet werden, daß er bei vernünftiger aerodynamischer Formgebung baulich so einfach als irgend möglich ausfällt. Meist wird er als im Querschnitt mehreckiger Sperrholzrumpf ausgeführt, indem man das Gerippe aus Spanten und an deren Eckpunkten durchlaufenden Längsgurten ausführt, und dann mit Sperrholz beplankt. Ausführungsformen, bei welchen das Rumpfgerippe mit Stoff bespannt ist, haben sich nicht als vorteilhaft erwiesen.

Dasselbe gilt von stoffbespannten Stahlrohrrümpfen,

welche zwar vom Standpunkt des Schutzes für den Führer bei Brüchen vorteilhaft sind, in der Herstellung und Reparatur aber schwierig und deshalb teuer werden.

Der Führersitz.

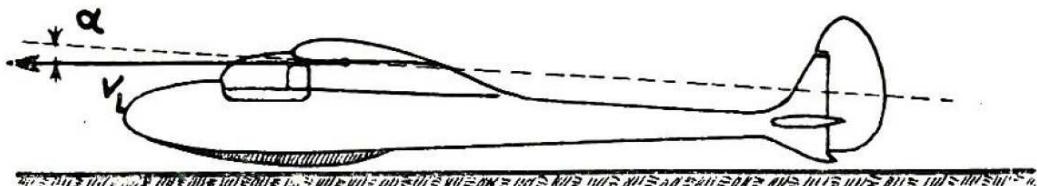
Bei den Übungsflugzeugen liegt der Sitz stets innerhalb einer Verkleidung und vor dem Flügel. Nur in seltenen Fällen wird der Sitz unter den Flügel verlegt, um bei vorkommenden Stürzen den Führer zu schützen. Die Anordnung hat sich in dieser Hinsicht bei in der Art ausgeführten Maschinen auch sehr gut bewährt. Sie hat aber den Nachteil, daß dem Führer die Sicht nach oben vollkommen genommen und der Wolkensegelflug dadurch fast unmöglich gemacht ist. Maschinen dieser Art eignen sich daher ausschließlich zu Übungsflügen am Hang.

Die Sicht ist durch die Ausführung des Rumpfes und die Lage des Sitzes stark beeinflußt. Auf alle Fälle soll angestrebt werden, sie nach allen Seiten so gut als möglich zu gestalten. Beim Übungssegler braucht man die Sicht nach hinten-oben nicht notwendig vorzusehen, bis auf 90° nach oben soll aber möglichst eingehalten werden. Damit wäre die äußerste Sitzlage nach hinten durch die Vorderkante der Tragfläche gegeben, worauf bei der Formgebung des Flügels zu achten ist. Z. B. würde Pfeilform ein Zurückwandern des Druckmittelpunktes zur Folge haben. Da der Führer mit seinem Gewicht den Momentenausgleich um den Schwerpunkt herstellt und dieser annähernd mit dem Druckmittelpunkt zusammenfallen soll, so müßte der Führersitz zurückverlegt werden.

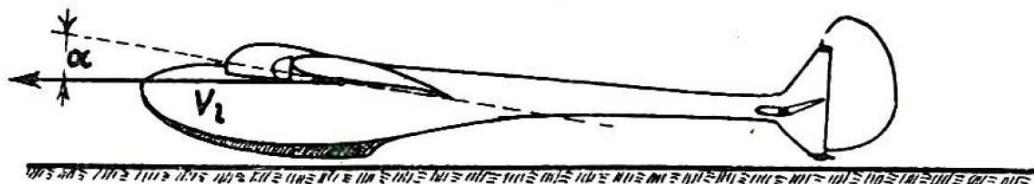
Ferner ist zu beachten, daß die Rumpfnase nicht zu hoch gezogen wird, weil sie sonst die Sicht nach vorne-unten behindert.

Aus aerodynamischen Gründen wird man trachten, den Rumpf so schmal als möglich zu machen. Aus Gründen der Flugsicherheit und der Bequemlichkeit für den Führer bei längeren Flügen ist aber eine größere Breite wünschenswert.

Bei einer solchen Verbreiterung hat man zu beachten, daß besonders bei einfacheren Ausführungsformen diese sehr leicht zu einer Beschränkung der Sicht nach seitwärts-unten führen kann. Denn der Führer ist im Flugzeug festgeschnallt und deshalb in seiner seitlichen Bewegung stark beschränkt. Die Platzverhältnisse lassen sich aus Bild 22 ungefähr entnehmen. Man soll immer darauf sehen, daß dem Führer eine gewisse Bewegungsfreiheit bleibt, und daß die Seitenruderhebel in richtigem Abstand liegen. Man muß immer bedenken, daß der



Schlechte Ausnutzung des Maximalauftriebes, weil der Lande-Anstellwinkel α klein ist, daher hohe Landegeschwindigkeit v_L .



Gute Ausnutzung des Maximalauftriebes, weil der Lande-Anstellwinkel α groß ist, daher geringe Landegeschwindigkeit v_L .

Bild 26. Einfluß des Landeanstellwinkels α auf die Landegeschwindigkeit v_L .

Mann unter Umständen viele Stunden in seinem Flugzeug sitzt und daß seine fliegerische Leistungsfähigkeit durch Unbequemlichkeiten des Sitzes stark vermindert wird.

Übungsflugzeuge werden stets als Hochdecker ausgeführt. Sehr wesentlich beim Entwurf des Rumpfes ist, daß der Flügel schon mit positivem Anstellwinkel darauf angesetzt ist, und daß der Schwanz so hoch liegt, daß man imstande ist, bis nahe an den Anstellwinkel des Höchstauftriebes heranzukommen, damit man diesen auch bei der Landung ausnutzen kann (Bild 26). Denn der hohe Maximalauftrieb eines Profils ist zwecklos, wenn die Maschine bei der Landung mit dem

Rumpfende so tief kommt, daß sie mit diesem den Boden zuerst berühren würde, was Bruch zur Folge hätte. So ist man dann nicht in der Lage, das Flugzeug so weit zu ziehen und muß mit höheren Geschwindigkeiten landen, als das Profil als solches zuließe.

Gerade beim Übungsflugzeug ist aber geringe Landeschwindigkeit sehr nützlich, weil Anfänger damit ihre ersten Außenlandungen machen und dabei oft an Orten landen müssen, welche zu diesem Zweck nicht gerade übertrieben gut geeignet sind.

Man kann schon bei der Auswahl des Profils auf diese Bedingung dadurch Rücksicht nehmen, daß man ein solches verwendet, bei dem die c_a -Werte für die guten Gleitwinkel im Bereich höherer positiver Anstellwinkel liegen. Von den nicht druckpunktfesten Profilen eignet sich das amerikanische N 60, von den druckpunktfesten das davon abgeleitete N 60 R sehr gut für solche Flugzeuge.

Verschiedene Ausführungsformen von Rümpfen für Schul- und Übungsflugzeuge sind aus Bild 27 zu ersehen, wo auch die Werte C und die besonderen Eigenschaften angegeben sind.

Auf Konstruktions-Einzelheiten wird im Abschnitt über die Bauelemente näher eingegangen. Die Berechnung der Flugleistungen und die Stabilitätsberechnung wird so ausgeführt, wie sie im Abschnitt über Anfängerflugzeuge geschildert und an einem Beispiel vorgeführt ist.

c) Leistungsflugzeug.

Augenblicklich steht man auf dem Stand, daß die Leistungssegler in zwei Klassen geteilt werden: Solche, welche zum Erreichen möglichst großer Strecken im Thermikflug während einer bestimmten Zeitspanne geeignet sind und solche, welche die Ausübung des Segelfluges an einer großen Zahl von Tagen im Jahr ermöglichen.

Die Kennzeichen der ersten Art sind sehr gute Gleitwinkel,

hohe Geschwindigkeit und verhältnismäßig hohe Sinkgeschwindigkeit; die der zweiten, sehr geringe Sinkgeschwindigkeit bei kleiner Fluggeschwindigkeit, wobei die Gleitwinkel trotzdem sehr gut sein können. Man könnte die erste Ausführungsform als Geschwindigkeitsflugzeug, die zweite als Steigflugzeug bezeichnen.

1. Das Geschwindigkeitsflugzeug.

Um die gewünschten Eigenschaften zu erreichen, ist eine verhältnismäßig hohe Flächenbelastung Vorbedingung. Daher ist das Baugewicht solcher Flugzeuge hoch. Der Gleitwinkel wird ja von der Flächenbelastung nicht beeinflußt, sondern nur vom Verhältnis des Gesamtwiderstandes zum Gesamtauftrieb.

Da man mit dem Baugewicht nicht zu sparen braucht, so kann man Profile verwenden, deren Verhältnis Dicke : Länge recht klein ist — an der Wurzel etwa 0,12, am Flügelende noch kleiner, — und welche in der Gegend der Auftriebsbeiwerte für die besten Gleitwinkel sehr geringe Profilwiderstände haben.

Das Seitenverhältnis λ wird sehr groß gemacht, wobei es zwei Begrenzungen unterliegt. Es hat bei den meisten Profilen keinen Sinn, die Flügelstreckung über $\lambda = 18$ wachsen zu lassen, weil eine weitere Vergrößerung keine aerodynamischen Vorteile mehr einbringt und weil die Einhaltung der notwendigen Baufestigkeit über diesem Seitenverhältnis schon sehr schwierig ist. Der Erfolg lohnt den Aufwand nicht mehr.

Daß die Widerstände der nichttragenden Teile so klein wie irgend möglich gemacht werden, ist selbstverständlich. Man erreicht dies, da ja die Querschnittsfläche des Rumpfes nicht kleiner als der Querschnitt des Führers gemacht werden kann, hauptsächlich durch feinste Formgebung des Rumpfes und Herstellung einer möglichst glatten, von vorstehenden Bestandteilen freien Konstruktion des ganzen Flugzeuges.

2. Das Steigflugzeug.

Es unterscheidet sich vom Geschwindigkeitsflugzeug nur dadurch, daß man seine Flächenbelastung möglichst gering zu halten trachtet, um dadurch die Sinkgeschwindigkeit gering zu machen. Man verwendet deshalb Profile, welche ein größeres Verhältnis Dicke : Länge und möglichst hohen maximalen Höchsttauftriebskoeffizienten haben. Dadurch erreicht man einerseits, daß die Holmhöhe größer und damit das Bauge wicht des Flugzeugs kleiner wird, andererseits, daß der Auftriebsbeiwert für die geringste Sinkgeschwindigkeit möglichst hoch und so die Fluggeschwindigkeit und damit die Sinkgeschwindigkeit klein wird.

Auch pflegt man die Flächengröße gegenüber dem Geschwindigkeitsflugzeug zu erhöhen, um auf kleine Werte der Flächenbelastung zu kommen. In der sonstigen Ausführungsart unterscheiden sich die beiden Flugzeugarten nicht, denn man trachtet auch bei den Steigflugzeugen, die schädlichen Widerstände so klein als möglich zu halten. Ebenso werden möglichst gute Seitenverhältnisse λ verwendet.

a) Profilauswahl und aerodynamischer Aufbau des Flügels. Bei der Konstruktion steht, nachdem man sich für eine bestimmte Flugzeugart entschlossen hat, die Auswahl der Profile im Vordergrund. Im allgemeinen verwendet man nicht das gleiche Profil über die ganze Spannweite. Dies hat zwei Gründe. Der erste ist rein aerodynamischer Art und hängt mit der Auftriebsverteilung zusammen, welche sich bei der Verwendung einer bestimmten Umrißform entwickelt. Die Kurve der Auftriebsverteilung ist bei elliptischer Umrißform des Tragflügels eine Ellipse, bei rechteckiger eine Kurve, welche im Außenteil etwas höhere und im inneren Teil etwas niedrigere $c_a \cdot t$ -Werte hat als diese.

Bei stark trapezförmigen Flügeln sind diese Werte in der Gegend der Flügelwurzel viel höher und außen niedriger als die, welche der elliptischen Auftriebsverteilung entsprechen (Bild 27).

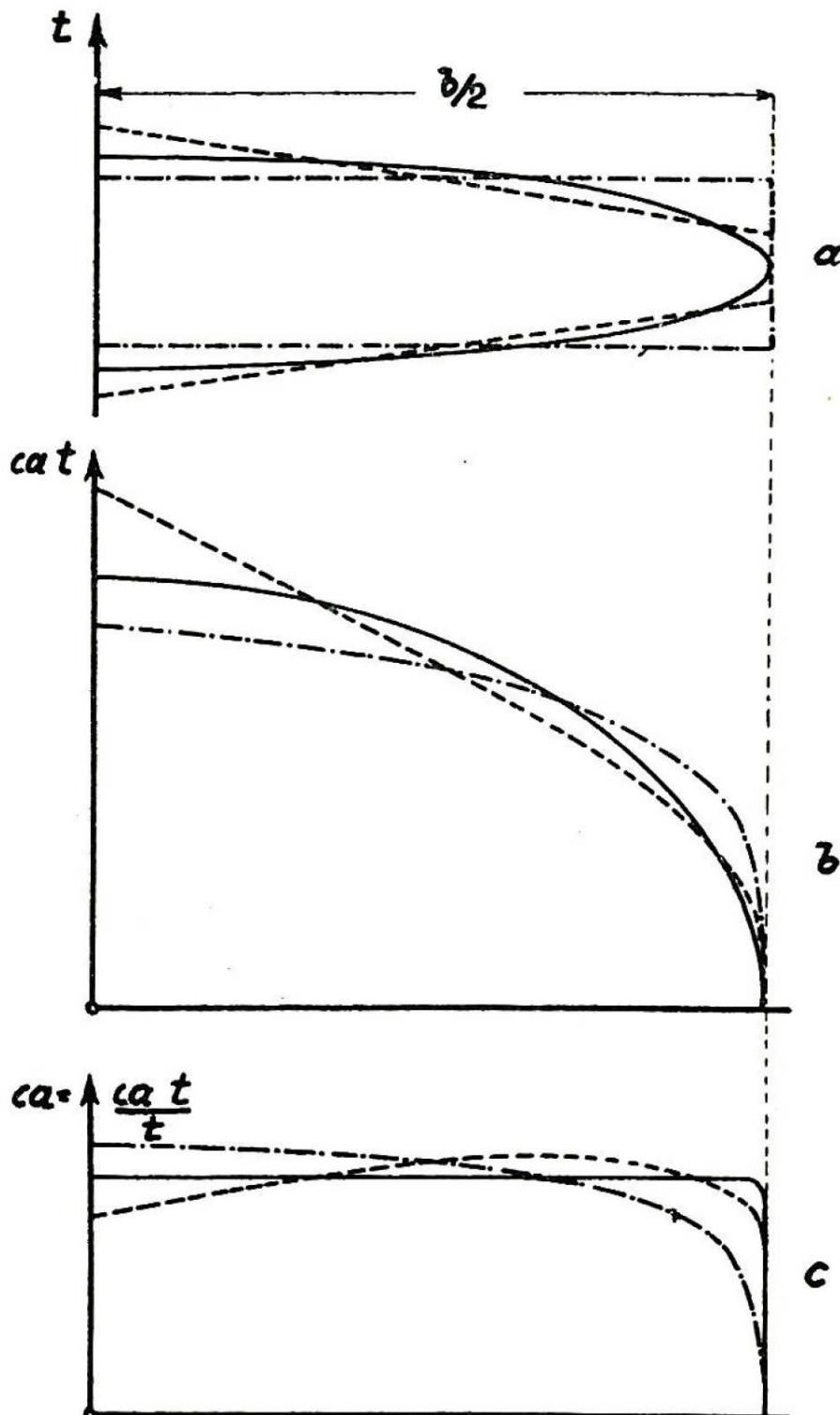


Bild 27. Einfluß der Umrißformen des Flügels auf die Auftriebsverteilung und c_a -Belastung. a) Umrißformen, b) Auftriebsverteilung, c) c_a -Belastung.

Dividiert man nun den Wert $c_a \cdot t$ durch t , so erhält man die Werte c_a an den zugehörigen Punkten. Man nennt diese Werte die c_a -Belastung des Querschnittes. Trägt man die errechneten Werte an den zugehörigen Punkten über die Spannweite auf,

so erhält man den Verlauf der c_a -Belastung über diese (Bild 27). Er ist beim elliptischen Flügelumriß über die Spannweite eine Parallele zur X-Achse und entspricht beim rechteckigen Flügel dem Verlauf der Werte $c_a \cdot t$. Beim trapezförmigen Flügel aber zeigt sich ein Anwachsen dieser Werte gegen das erste Drittel der Spannweite vom Flügelende aus gesehen. Das heißt, daß hier die c_a -Belastung bei einem bestimmten Gesamt- c_a am größten wird. Das führt dazu, daß bei derartigen Flügelformen die Gefahr besteht, daß an diesen Stellen die Strömung zuerst abreißt, denn während die an anderer Stelle befindlichen Profile erst in die Nähe des Höchstauftriebes kommen, haben diese ihn bereits überschritten.

Um diese Erscheinung auszuschalten, gibt man dem Flügel Schränkung, das heißt, man macht die Anstellwinkel an der Flügelwurzel größer als am Flügelende. Es gibt zwei Arten der Schränkung: die geometrische und die aerodynamische (Bild 28).

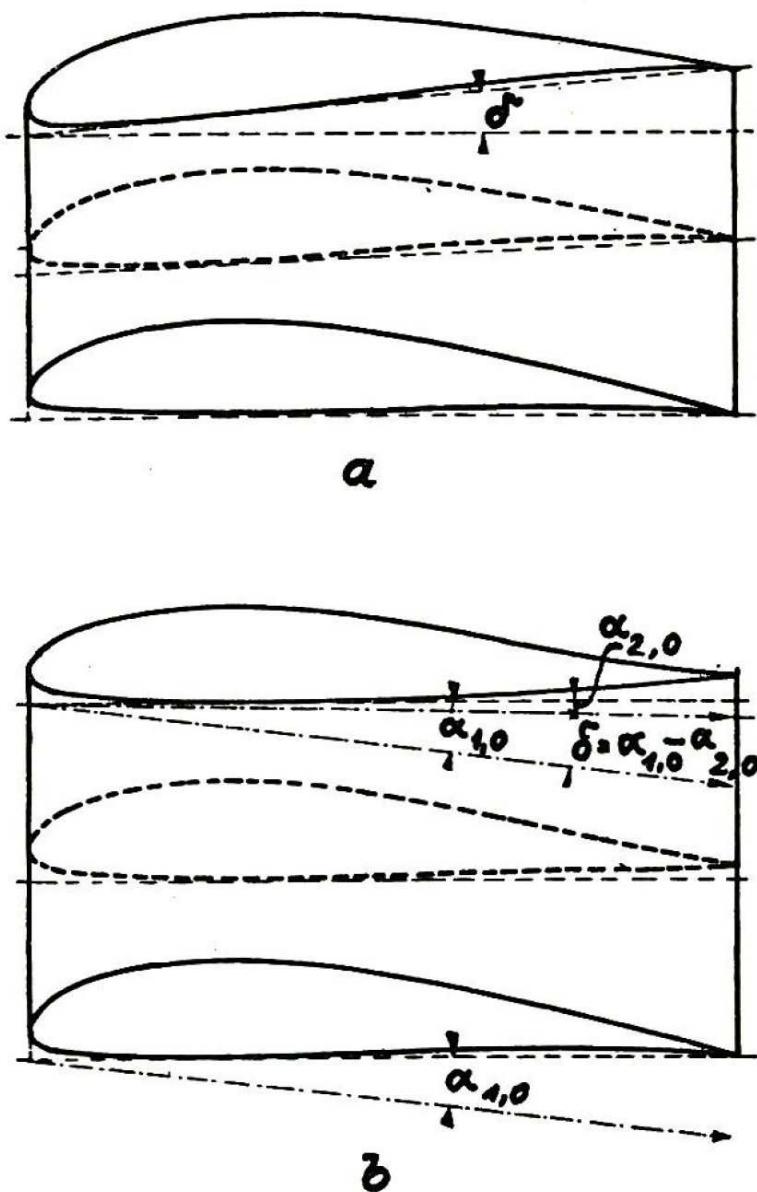


Bild 28. Schränkungsarten. a) geometrische Schränkung, b) aerodynamische Schränkung.

Bei der geometrischen Schränkung, welche man hauptsächlich bei Verwendung gleichbleibender Profile gebraucht, wird einfach die Profilsehne um den Schränkungswinkel verdreht.

Die aerodynamische Schränkung kommt dadurch zustande, daß man im Innenteil des Flügels ein Profil mit kleinerem 0-Anstellwinkel verwendet als im Außenteil. Es ist zu beachten, daß der Schränkungswinkel nicht zu groß werden darf, weil dadurch die aerodynamische Güte des Flügels leidet. Schränkungswinkel zwischen $3-5^{\circ}$ erweisen sich meist als ausreichend. Es genügt oft, wenn man das Profil gegen das Flügelende in das druckpunktfeiste Profil, das aus dem Profil an der Flügelwurzel abgeleitet ist, umwandelt, um die erwünschte Schränkung zu erhalten.

Der zweite Grund, daß man im Außenteil des Flügels meist auf druckpunktfeiste bzw. oft auch auf symmetrische Profile übergeht, liegt in statischen Erwägungen.

Ist das Profil nicht druckpunktfest, so geht die Wirkungslinie der Luftkraft bei jedem Anstellwinkel durch einen anderen Punkt. Das heißt, es gibt nur eine Fluglage mit dem Anstellwinkel α , bei welcher diese Wirkungslinie durch die Holmebene geht, also keine Verdrehkräfte auf den Flügel ausübt. In allen anderen Fällen sind solche vorhanden.

Im Bereich der Anstellwinkel des Normalfluges sind diese Kräfte nicht sehr groß, wohl aber im Sturzflug. Nun ist es sehr schwierig, ja fast unmöglich, einen sehr langen und dabei dünnen Flügel so steif zu bauen, daß diese Kräfte nicht eine Verdrehung der Tragfläche hervorrufen würden. Die Folge dieser Verdrehung ist aber eine weitere Wanderung des Druckpunktes und auch eine Veränderung der Größe der Luftkraft. Da der Flügelverband elastisch ist, wird er versuchen, diese Bewegung rückgängig zu machen. Es entwickelt sich eine periodische Drehbewegung des Flügels, der meist noch eine solche in der Ebene des Holmes überlagert wird — der Flügel schwingt. Solche Flügelschwingungen führen sehr bald zum Bruch.

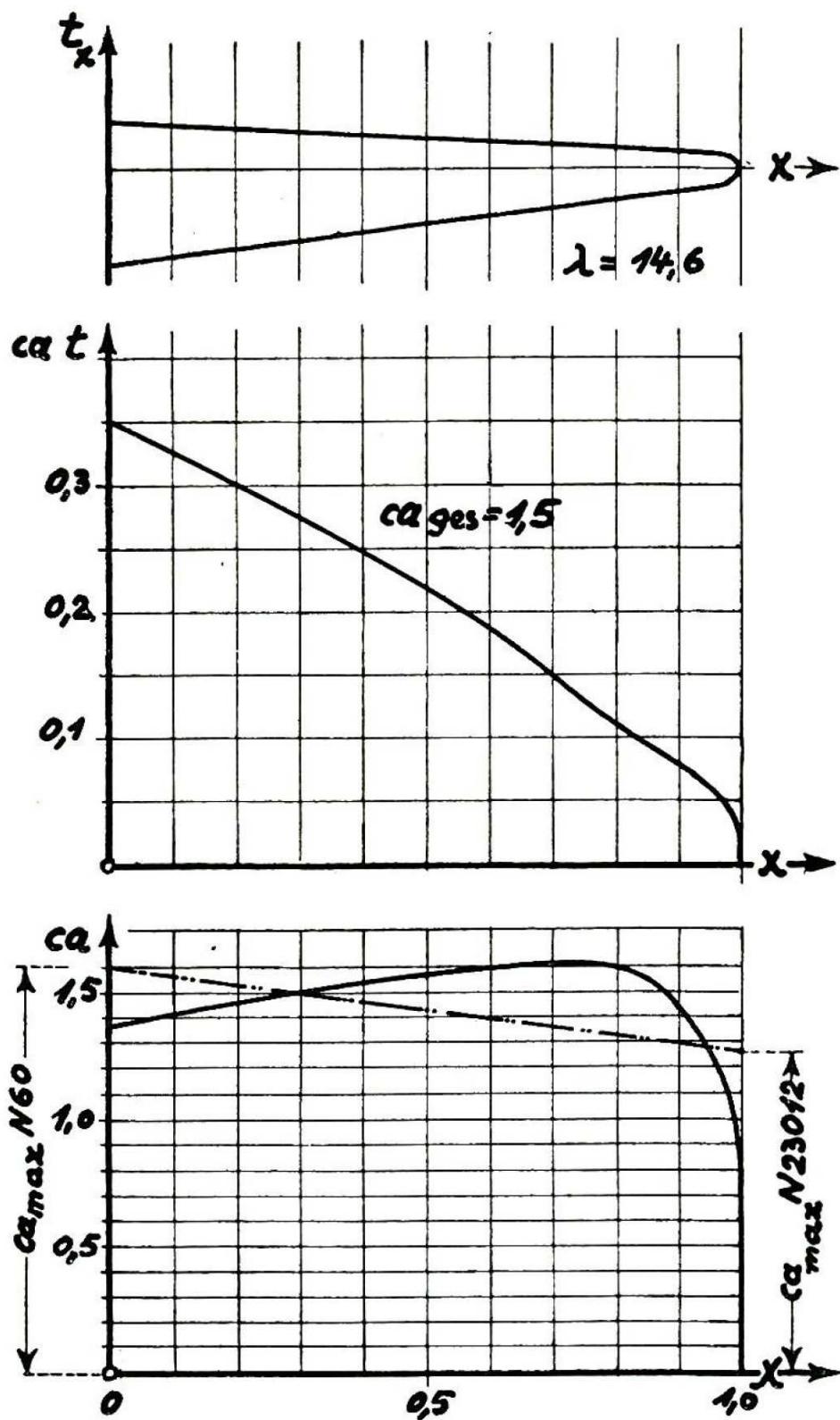


Bild 29. Ermittlung des Gesamtauftriebsbeiwertes c_{ges} (zum Beispiel).

Beim druckpunktfesten Profil fällt diese Erscheinung aus, weil die Lage der Luftkraftresultierenden vom Anstellwinkel unabhängig ist.

b) Die genaue Bestimmung der Polaren eines solchen Flügels ist reichlich umständlich. Die Bestimmung der Auftriebsbeiwerte für den gesamten Flügel ergibt sich aus der Auftriebsverteilung als Wert $c_{a_{ges}}$. Durch Kontrolle der c_a -Werte an den verschiedenen Stellen läßt sich leicht ermitteln, ob dieser $c_{a_{ges}}$ Wert möglich ist. Wenn z. B. an irgend-einer Stelle für $c_{a_{ges_{max}}} = 1,5$ der c_{a_x} -Wert 1,6 ist, während der maximale Auftriebsbeiwert des dort vorhandenen Profils nur 1,55 ist, so ist der gesamte maximale Auftriebsbeiwert zu hoch angenommen und muß so korrigiert werden, daß der Wert c_{a_x} nicht größer als 1,55 wird. Diese Kontrolle braucht nur für den maximalen Gesamtauftriebsbeiwert ausgeführt zu werden, denn alle anderen Werte liegen ja unter diesem.

Für die Widerstandsbeiwerte kann man, wenn die Schrängung an der Flügelwurzel beginnt, das arithmetische Mittel zwischen dem Beiwert des äußersten und dem des Wurzelprofils als mittlerem Widerstandsbeiwert benutzen.

Beispiel: Für einen Flügel (Bild 29), dessen Wurzelprofil N 60 und dessen Endprofil N 23012 ist, und dessen Auftriebsverteilung gegeben ist, ist die Polare zu suchen.

Tafel 10.

| $c_{a_{ges_x}}$ | 0,00 | $0,50$ $c_a \cdot t$ | 1,0 | 1,5 | $1,5$ c_a | t_x |
|-----------------|----------|-------------------------|--------|--------|----------------|-------|
| 0,000 | 0,0336 | 0,1396 | 0,2456 | 0,3180 | 0,2325 | 1,370 |
| 0,200 | 0,0216 | 0,1173 | 0,2130 | 0,2871 | 0,1962 | 1,465 |
| 0,309 | 0,0150 | 0,1035 | 0,1920 | 0,2655 | 0,1764 | 1,504 |
| 0,400 | 0,0086 | 0,0903 | 0,1720 | 0,2451 | 0,1598 | 1,536 |
| 0,500 | 0,0023 | 0,0762 | 0,1511 | 0,2217 | 0,1416 | 1,567 |
| 0,600 | — 0,0075 | 0,0580 | 0,1335 | 0,1965 | 0,1235 | 1,595 |
| 0,809 | — 0,0282 | 0,0175 | 0,0632 | 0,1371 | 0,0855 | 1,604 |
| 0,900 | — 0,0267 | 0,0089 | 0,0445 | 0,1068 | 0,0689 | 1,550 |
| 0,950 | — 0,0230 | 0,0057 | 0,0344 | 0,0861 | 0,0598 | 1,440 |
| 0,975 | — 0,0170 | 0,0042 | 0,0281 | 0,0717 | 0,0565 | 1,270 |
| 1,000 | — 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,000 |

Der höchste Auftriebsbeiwert

für das Profil N 60 ist $c_{a_{\max}} = 1,616$

für das Profil N 23012 $c_{a_{\max}} = 1,266$.

Demnach ist der Gesamtauftriebsbeiwert zu hoch, denn an der Stelle $x = 0,6$, an der bei gleichmäßigem Übergang der Profile schon N 23012 stärkeren Einfluß haben müßte, ist $c_a \approx 1,6$, ein Wert, der nicht mehr möglich scheint. Es könnte etwa an der Stelle $x = 0,5$, $c_a = 1,43$ betragen, das ist das arithmetische Mittel zwischen $c_a = 1,616$ und $c_a = 1,266$ und eine grobe Annäherung. Denn es steht durchaus nicht fest, daß der Auftriebsbeiwert des mittleren Profils genau das arithmetische Mittel der Auftriebsbeiwerte der beiden Endprofile darstellt — immerhin entfernt er sich im normalen Fall nicht allzu weit davon. Nimmt man nun an, daß der Gesamtauftriebsbeiwert im selben Maße kleiner wird, wenn der Auftriebsbeiwert bei $x = 0,6$ kleiner gemacht wird, so kann man schreiben

$$c_{a_{ges}}' = \frac{c_{a_{0,6\max}}'}{c_{a_{0,6\max}}},$$

wobei der Index' die neuen Werte von c_a bzw. $c_{a_{ges}}$ bedeutet. In den engen Grenzen, um welche es sich hier handelt, ist diese Ausnahme jedenfalls zulässig.

$$c_{a_{ges}}' = c_{a_{ges}} \cdot \frac{c_{a_{0,6}}'}{c_{a_{0,6}}} = 1,5 \cdot \frac{1,44}{1,60} = 1,35.$$

Man zeichnet sich nun die beiden Polaren, welche für das Seitenverhältnis $\lambda = \infty$ gegeben sind, auf und halbiert die Differenzen der Widerstände. Beim Wert $c_a = 1,35$, der ja höher liegt als der maximale Auftriebsbeiwert von N 23012, verfährt man so, daß man in diesem Punkt eine Senkrechte zur c_w -Achse errichtet, ebenso bei $c_a = 1,35$ eine Senkrechte zur c_a -Achse. Den Abstand vom Schnittpunkt der beiden Geraden zum Schnittpunkt der Parallelen zur c_w -Achse halbiert man und erhält so den Widerstand, welcher zum Gesamthöchst-

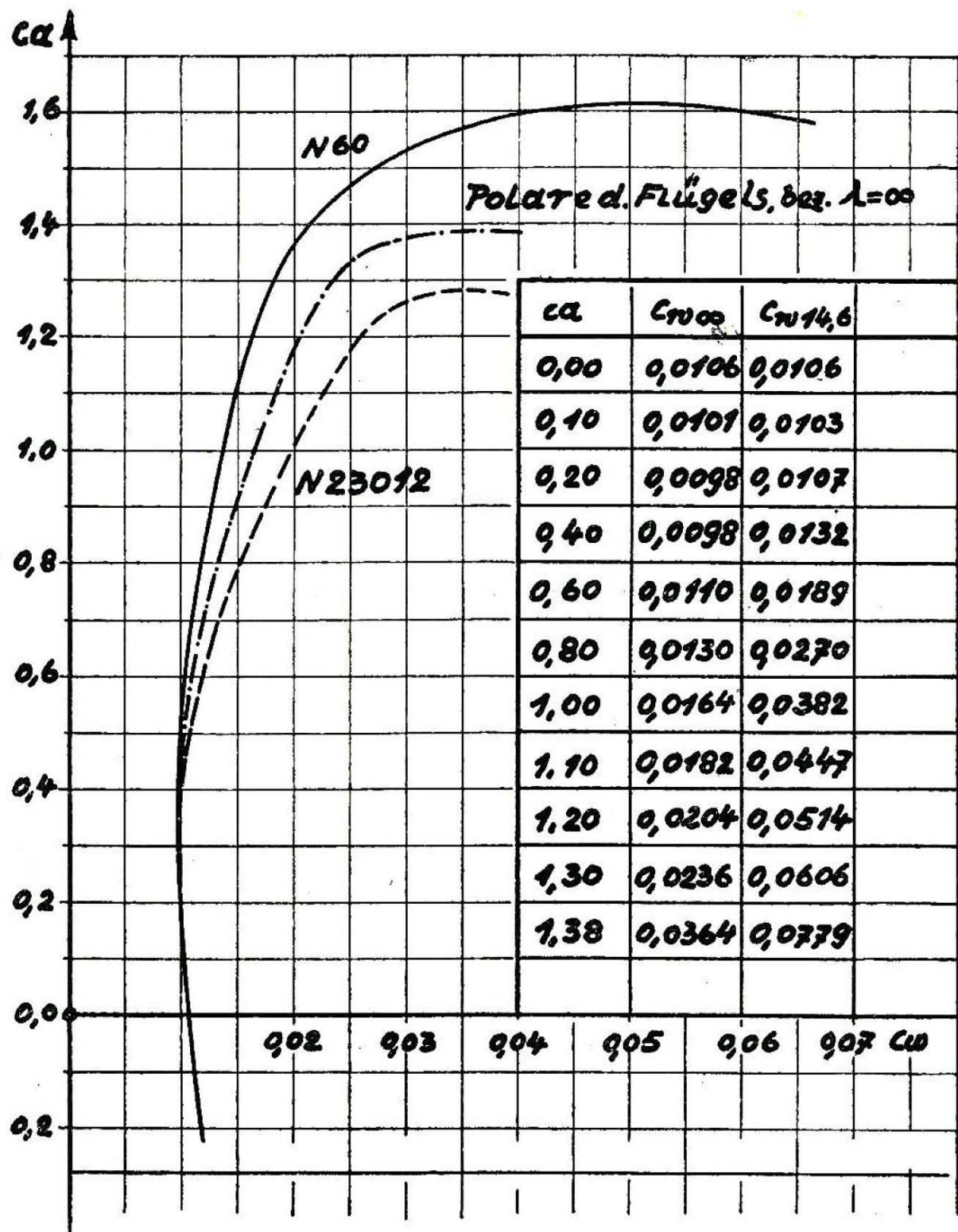


Bild 30. Ermittlung der Polaren aus der Auftriebsverteilung (zum Beispiel).

auftrieb gehört. Verbindet man alle Halbierungspunkte, so erhält man die neue Polare (Bild 30).

Das Verfahren darf nur als Näherungsverfahren gewertet

werden, einen Anspruch auf hohe Genauigkeit kann es nicht erheben.

Aus der neuen Polaren greift man sich die Werte c_w für die Werte $c_a = 0,2, 0,4 \dots$ ab und verfährt dann bei der Umrechnung auf das gewünschte Seitenverhältnis wieder nach der Gleichung

$$c_{w\lambda} = c_{w\alpha} + \frac{c_a^2}{\lambda \cdot \pi}.$$

Damit wäre dann die Polare des Flügels festgelegt.

c) Aufbau des Flügels. In den meisten Fällen wird der Flügel einholmig aufgebaut, wobei man zur besseren Montage der Spieren und zur Befestigung des Querruders noch einen leichten Hilfsholm verwendet.

Zweiholmige Bauart verwendet man dann, wenn man die Flügel mit Stielen gegen den Rumpf abfähngt. Man hat auch versucht, die aufgelöste Bauart der Holme, ähnlich wie bei der Junkers F 13, für Segelflugzeuge zu verwenden, ist aber von diesen Versuchen bald abgekommen, weil diese Bauart sehr kompliziert und dementsprechend teuer und schwer zu reparieren war. Wenn man höchste aerodynamische Güte anstrebt, so empfiehlt sich ein möglichst glatter Aufbau, wobei darauf hingewiesen werden muß, daß jeder vorstehende Teil, wie z. B. Steuerhebel des Querruderantriebs, Bolzen des Tragflächenanschlusses usf., der Flugleistung sehr bedeutend schadet. Besonders gilt dies für Teile, welche sich am vorderen Teil der Oberseite des Tragdecks befinden, denn hier ist die Möglichkeit, daß von ihnen hervorgerufene Störungen der Strömung den Gütegrad der Tragfläche sehr stark beeinflussen, besonders stark. Es wirkt dann nicht nur ihr eigener Widerstand, sondern sie verschlechtern auch den Auftrieb und rufen so einen erhöhten induzierten Widerstand hervor.

d) Einrichtungen zur Verschlechterung des Gleitwinkels. Bei den sehr guten Gleitwinkeln, welche Hochleistungsmaschinen aufweisen, ist es sehr schwer, in kleinen

Plätzen zu landen, bzw. unangenehm, falls man Höhe verlieren will, steile Gleitflüge auszuführen, weil diese Art von Flugzeugen schon bei noch recht flachen Gleitwinkeln sehr schnell wird. Diesem Übelstand hilft man dadurch ab, daß man zusätzliche Widerstände willkürlich einschalten kann. Man nennt derlei Einrichtungen, welche nur der Erhöhung des Widerstandes dienen, Strömungsstörer. Die ersten Einrichtungen dieser Art bestanden darin, daß man die Stiele, welche bei halbfreitragenden Maschinen vom Rumpf zum Flügel führen, so drehbar ausführte, daß sie quer zum Luftstrom gedreht werden konnten.

Da sich eine solche Einrichtung bei Freiträgern wegen des Wegfalls der Stiele nicht anbringen ließ, so ordnete man hier in der Nähe der Rumpfspitze herausdrehbare, ebene und meist rechteckige Platten an. Allzugroß war aber der Erfolg dieser Einrichtungen nicht.

Erst der Strömungsstörer, der als schmaler, langer Streifen auf der Oberseite der Flügelnase im Innenteil des Flügels angebracht ist, hat eine sehr beträchtliche Wirkung aufzuweisen. Im Segelflugzeugbau hat diese Einrichtung erstmalig Dipl.-Ing. Jakobs an dem von ihm konstruierten „Rhönsperber“ angebracht. Sie bewirkt eine vollkommene Störung der Strömung im Mittelteil des Flügels, erregt also, außer ihrem eigenen Widerstand, eine starke Zunahme des induzierten Widerstandes. Die Folge ist eine Verschlechterung des Gleitwinkels, starke Zunahme der Sinkgeschwindigkeit und Verringerung der Sturzflugendgeschwindigkeit. Sie hat aber eine geringe Erhöhung der Landegeschwindigkeit zur Folge, da die Störung der Strömung einen Abfall des Gesamtauftriebsbeiwertes für den Flügel zur Folge hat.

Wünscht man eine Geschwindigkeitsverminderung bei gleichzeitiger Verschlechterung des Gleitwinkels, so kann man die bei den Motorflugzeugen schon länger beschrittenen Wege benutzen (Bild 31).

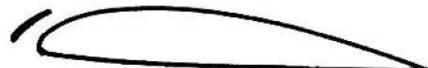
| | |
|---|--|
|  | <p>Einfache Landeklappe. Anstellwinkel für ca'_{\max} bei ausgeschlagener Klappe $\alpha' = 12^\circ$, (α) $ca'_{\max} = 1,51 ca_{\max}$ des ursprünglichen Profils.</p> |
|  | <p>Schlitz-Landeklappe. Anstellwinkel für ca'_{\max} bei ausgeschlagener Klappe $\alpha' = 12^\circ$, (α) $ca'_{\max} = 1,54 ca_{\max}$.</p> |
|  | <p>Strömungsstörer von Jakobs. Keine ca-Erhöhung, Vergrößerung des Widerstandes.</p> |
|  | <p>Spaltflügel Lachmann-Handley-Page. Anstellwinkel für ca'_{\max} bei ausgefahrenem Hilfsflügel $\alpha' = 28^\circ$, (α) $ca'_{\max} = 1,26 ca_{\max}$.</p> |
|  | <p>Spaltflügel mit Landeklappe. Anstellwinkel für ca'_{\max} bei ausgefahrenen Klappen $\alpha' = 19^\circ$, (α) $ca'_{\max} = 1,69$.</p> |
|  | <p>Einfache Spreizklappe. Anstellwinkel für ca'_{\max} bei ausgefahrener Klappe $\alpha' = 14^\circ$, (α) $ca'_{\max} = 1,66 ca_{\max}$.</p> |
|  | <p>Zapklappe. Anstellwinkel für ca'_{\max} bei ausgefahrener Klappe $\alpha' = 13^\circ$, (α) $ca'_{\max} = 1,82 ca_{\max}$.</p> |

Bild 31. Strömungsstörer und Klappen.

Die einfachste Lösung ist die gewöhnliche Landeklappe. Sie entsteht, indem man das Profil in etwa 20% der Tiefe von hinten in der Art eines normalen Querruders ausbildet. Bei einem Ausschlag von 45° dieser Klappe steigt der Höchstauftrieb des Profils um ungefähr 51%, so daß die Landegeschwindigkeit um 7% kleiner wird.

Eine Verfeinerung dieser einfachen Lösung stellt die Landeklappe mit Spalt dar, welche in der Art eines Spaltquerruders ausgeführt ist. Bei gleichem Ausschlagwinkel hat sie eine Auftriebssteigerung von 53% und eine Verringerung der Landegeschwindigkeit um 7,3% zur Folge.

Technisch schwierig ist die einfache Spreizklappe. Dabei wird der hintere Teil des Profils so ausgebildet, daß auf der Unterseite ein Streifen mit etwa 20% der Tiefe von der Hinterkante um eine Achse, welche in seinem vorderen Teil liegt, um 50° herausgeklappt werden kann. Die Auftriebserhöhung beträgt bei dieser Ausführung 77%, die Verminderung der Landegeschwindigkeit 8,8%.

Die Zapklappe ist eine Weiterentwicklung der einfachen Spreizklappe. Bei dieser Ausführung ist die Breite des ausklappbaren Streifens vergrößert. Beim Ausfahren wird zugleich mit der Drehung der Klappe ihr Drehpunkt in der Richtung zur Hinterkante verschoben, so daß beim Ausschlag auch eine Vergrößerung der Fläche stattfindet. Die Auftriebserhöhung ist, auf die Größe der ursprünglichen Fläche bezogen, 82%, die Verminderung der Landegeschwindigkeit 9%.

Die Werte für die Auftriebsvergrößerung und Landegeschwindigkeitsverminderung sind unter der Voraussetzung angegeben, daß sich diese Hilfseinrichtungen über den ganzen Flügel erstrecken.

Von den beschriebenen Vorrichtungen kommen für Segelflugzeuge nur die beiden Ausführungen der Landeklappe und die einfache Spreizklappe in Betracht. Besonders die Landeklappen bieten hinsichtlich ihrer technischen Aus-

führung keine nennenswerten Schwierigkeiten. Ihr Antrieb ist einfach und entspricht etwa dem Querruderantrieb. Da sie die volle Profildicke besitzen, bieten sie auch in bezug auf ihre Festigkeit günstige Verhältnisse. Die Spreizklappe ist sowohl in der Ausführung des Antriebes als auch deshalb konstruktiv schwieriger, weil ihre Bauhöhe geringer ist. Die darauf wirkenden Luftkräfte werden, wenn man sie auch als Bremsklappen bei schnellerem Flug benutzen will, recht beträchtlich, so daß sie auch vom Standpunkt der Festigkeit aus betrachtet nicht ganz einfach sind.

Alle drei Anordnungen bieten den Vorteil, daß sie bei Vollausschlag den wirksamen Anstellwinkel des Profils erhöhen. Das heißt, ohne daß der Anstellwinkel des Grundprofils verändert wird, wird der Auftrieb stark erhöht. Bei Verwendung solcher Anordnungen braucht der Landewinkel der Maschine nicht so groß zu sein als ohne diese. Ein Nachteil dieser Klappenformen ist die Entstehung eines starken Momentes bei ihrer Betätigung; das heißt, das Druckmittel wandert stark nach hinten, so daß ein kopflastiges Moment entsteht, das durch das Höhenruder ausgeglichen werden muß. Bei der Berechnung des Ruders muß dieser Umstand berücksichtigt werden.

Weiter ist zu bedenken, daß durch diese Klappen eine breite Wirbelstraße erzeugt wird. Diese ist unwichtig, solange die Klappen nur bei höheren Anstellwinkeln gebraucht werden, da sie dann über das Höhenruder hinwegziehen. Bei Verwendung bei kleinen Anstellwinkeln besteht aber die Gefahr, daß das Höhenleitwerk in den Bereich der gestörten Strömung kommt und unwirksam wird, was den Absturz des Flugzeuges zur Folge hätte. Diese Eigenschaften führen dazu, daß die geschilderten Anordnungen wenig verwendet werden, obwohl sie sonst Vorteile bieten würden. Ebensowenig hat sich der Schlitzflügel nach Handley-Page-Lachmann für Segelflugzeuge einführen lassen. Dies liegt daran, daß der Anstellwinkel, bei

dem seine günstigste Wirksamkeit eintritt, sehr hoch liegt, also bei Segelflugzeugen bei der Landung nicht erreicht werden kann.

Die Anbringung solcher Sondereinrichtungen ist, wenigstens für die Spreizklappen und den Handley-Page-Flügel, ziemlich kompliziert und verteuert das Flugzeug mehr als der Erfolg rechtfertigt. Baut man ein Flugzeug so auf, daß es bis zum Anstellwinkel des Höchstauftriebsbeiwertes gezogen werden kann, ohne mit dem Leitwerk zuerst aufzukommen, so wird die Landegeschwindigkeit klein genug, um allen Wünschen der Praxis gerecht zu werden. Strömungsstörer helfen dazu, die Gleitwinkel im Bedarfsfall zu verschlechtern, ohne daß die aufzuwendenden Kosten allzu hoch würden.

e) Rumpf. Im Aufbau pflegen die Rümpfe der Leistungsflugzeuge so wie die der Übungsflugzeuge in den meisten Fällen Sperrholzrümpfe zu sein. Auch hier sind Spanten und Längsgurte als Grundelemente des Geripps verwendet.

Die Querschnittsform des Rumpfes wird der Figur des Führers möglichst angepaßt. Eckige Ausführungsform wird vermieden, weil sie aerodynamisch ungünstig ist. Bezuglich der Sicht gilt das für die Übungsflugzeuge Gesagte mit der Erweiterung, daß man auch die Sicht nach rückwärts-hinten anstrebt. Diese Möglichkeit ist, wenn man von Sonderausführungen mit hinter der Fläche liegendem Führersitz absieht, die sich nur bei schwanzloser Bauart verwirklichen lassen, nur bei der Bauart der Schulterdecker gegeben. Da die Rumpfhöhe im allgemeinen festliegt, so rückt bei dieser Bauart der Flügelansatz bis zur Schulterhöhe des Führers tiefer.

Um die Flügelenden, welche bei härteren Landungen durchfedern, vor Bodenberührungen zu schützen, gibt man dem Mittelteil des Flügels leichte V-Form und knickt ihn dann in etwa $1/3$ bis $1/2$ der Spannweite vom Rumpf aus gerechnet so, daß die Enden horizontal verlaufen. Der „Knickflügel“ ist baulich schwieriger herzustellen als ein gerader; aber er bietet

auch fliegerisch Vorteile. Theoretisch sind sie zwar nicht nachzuweisen, in der Praxis bringen aber derartige Flügel angenehme Kurveneigenschaften des Flugzeugs und eine verringerte Neigung zum Abrutschen bei unfreiwilligem Überziehen mit sich.

Auch beim Bau von Leistungsflugzeugen haben sich Rümpfe, welche entweder aus einem Stahlrohr- oder Holzfachwerk mit Leinwandbespannung bestehen, nicht durchgesetzt.

Das liegt daran, daß sich bei diesen Bauarten eckige Rumpfquerschnitte nicht vermeiden lassen. Da man jede Art Widerstand zu verhindern trachtet, so lehnt man schon aus diesem Grund Fachwerkrümpfe ab. Zudem sind Stahlrohrrümpfe schwierig herzustellen, weil schon ein sehr geübter Schweißer nötig ist, wenn das Fachwerk nicht starke Schweißspannungen bekommen soll. Diese können sehr gefährlich werden und schon bei geringen Belastungen des Rumpfes zu örtlichen Brüchen führen, welche die Gesamtfestigkeit stark herabmindern oder sogar gänzlich verschwinden lassen.

f) Bestimmung der Polaren des ganzen Flugzeugs. Hat man die Polare des Flügels bestimmt, so ist die nächste Aufgabe, die des gesamten Flugzeuges zu ermitteln. Bei Leistungsflugzeugen, wo es bei der Bestimmung der Flugleistungen bereits auf geringste Änderungen des Widerstandes ankommt, hat man daher auf die gegenseitige Beeinflussung von Rumpf und Flügel zu achten.

Messungsergebnisse aus Windkanälen ergeben stets, daß der Widerstand der Kombination von Rumpf und Flügel größer ist als der des Rumpfes und des Flügels allein. Dabei ist die Zunahme des Widerstandes sowohl von der Bauart, ob Hoch-, Mittel- oder Tiefdecker, als auch vom Anstellwinkel abhängig. Beim Tiefdecker wird die Widerstandszunahme bei mittleren und großen Anstellwinkeln besonders hoch, während der Mitteldecker bei kleinen und mittleren Anstell-

winkeln günstig abschneidet. Für den Hochdecker liegen die Verhältnisse bei hohen α -Werten günstig, während die Widerstands zunahme bei kleinen α -Werten ziemlich groß ist. Der Zusammenhang ist leicht zu erklären.

Bereits eine auf der Oberseite eines Flügels angebrachte dünne, ebene Platte hat eine merkliche Abminderung des

Auftriebes und Erhöhung des Widerstandes zur Folge. Die Ursache dafür ist die, daß die in der Nähe der Platte vorbeistreichenden Luftteilchen einen großen Teil ihrer kinetischen Energie durch Reibung an der Grenzschicht der Platte verlieren, also stärker gekrümmte Bahnen haben, als sie bei ungestörter Strömung hätten (Bild 32). Ihre Bewegung wird langsamer, und gegen den zunehmenden Druck lösen sie sich

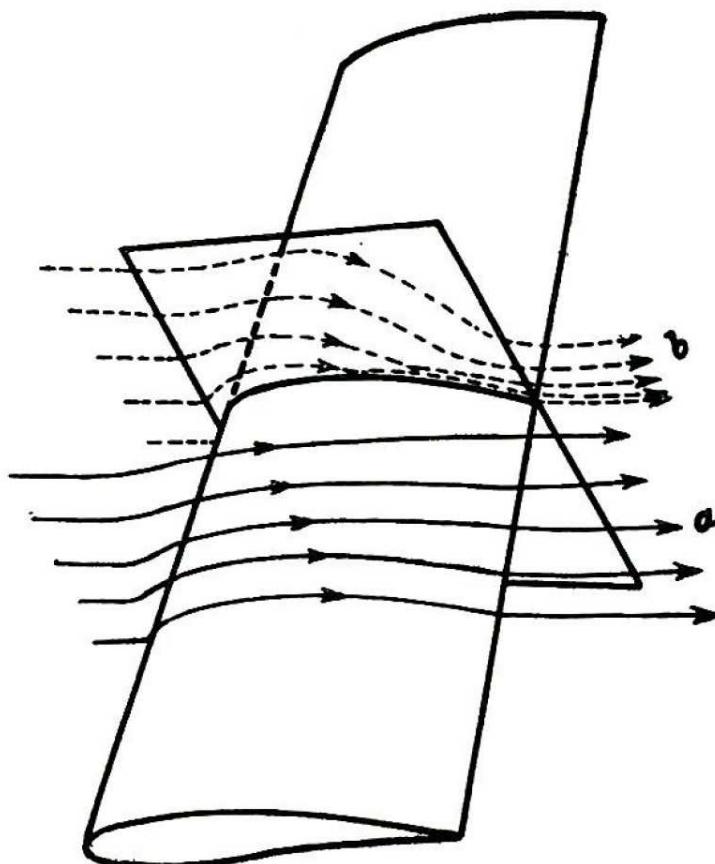


Bild 32. Sekundärströmung bei Störung durch eine ebene Platte. a) ungestörte, b) gestörte Strömung.

vom Profil ab, — es tritt also Abreißen der Strömung ein. Nach Prandtl wird diese Erscheinung Sekundärströmung genannt. Es ist nun klar, daß diese Strömung bei kleinen Anstellwinkeln und geringen c_a -Werten weniger ausgeprägt entsteht, als bei hohen Anstellwinkeln und hohen c_a -Werten, denn im letzteren Fall ist die Druckdifferenz zwischen Vorder- und Hinterende des Profils besonders hoch, die Neigung zum Abreißen der Strömung besteht ohnehin schon ohne Störungseinflüsse.

Bei Rümpfen, welche nicht mehr als ebene Platten be-

trachtet werden dürfen, wird diese Widerstandszunahme noch größer. Besonders dann, wenn die Rumpfseitenwände im Bereich des Tragflügels nach hinten zusammenlaufende Wände haben oder diese mit der Tragflächenebene Winkel einschließen, welche kleiner als 90° sind. Als Mittel zur Verringerung dieser Widerstandszunahme führt man im Bereich des Flügels die Seitenwände parallel und rundet die Übergänge

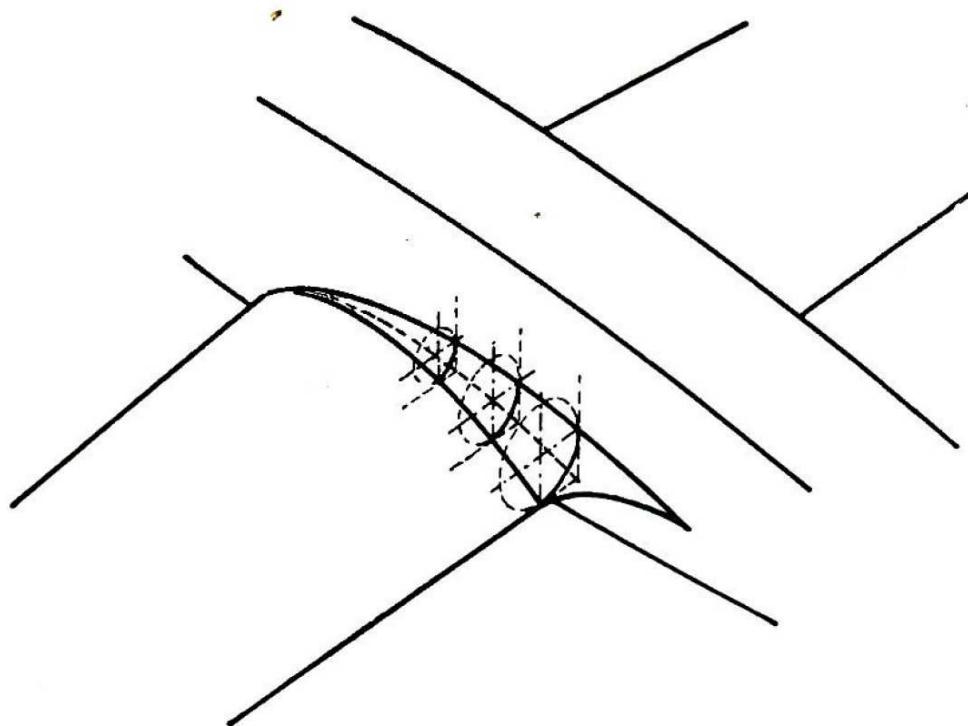


Bild 33. Ausrundung des Überganges vom Rumpf zum Flügel.

zwischen der Flügeloberseite und den Rumpfwänden mit nach hinten zunehmenden Radien aus (Bild 33).

Beim Hochdecker liegen die Verhältnisse gerade umgekehrt. Die Strömung an der Unterseite ist bei mittleren und hohen Anstellwinkeln im vorderen Teil des Profils stark verlangsamt, daher ist das Gebiet des hohen Druckes auch an dieser Stelle gelegen. Ihre Geschwindigkeit steigt gegen den rückwärtigen Teil an, die Drücke werden geringer und es besteht keine Gefahr des Ablösens. Die Sekundärströmung hat hier nur eine Verringerung des Geschwindigkeitszuwachses in der Haupt-

strömung zur Folge, die sich darin äußert, daß in ihrem Bereich eine Drucksteigerung eintritt, welche sich in einer geringen Vergrößerung des Auftriebes auswirkt. Selbstverständlich steigt dabei auch der Widerstand an. Aber das Verhältnis Auftrieb zu Widerstand wird dabei nicht nennenswert beeinflußt. Beim Flug mit kleinen Anstellwinkeln wird aber die Strömung im Vorderteil des Profils schneller und nähert sich den Verhältnissen auf der Oberseite. Der Einfluß der Sekundärströmung wird größer und damit steigt der Widerstand.

Dies ist eine Erscheinung, welche beim Segelflugzeug durchaus erwünscht ist, weil bei diesen aerodynamisch guten Flugzeugen die Sturzfluggeschwindigkeit sehr hoch wird und eine Verminderung durch Widerstandszunahme im Bereich kleiner oder kleinster Anstellwinkel durchaus erwünscht ist.

Beim Mittel- und Schulterdecker liegen die Verhältnisse zwischen den für den Hochdecker bzw. Tiefdecker beschriebenen. Für den Schulterdecker liegen sie nahe denen des Hochdeckers, für den Mitteldecker näher denen des Tiefdeckers. Doch ist hier die Ausführungsform von sehr großem Einfluß. Wenn die über dem Flügel liegenden Bestandteile des Rumpfes mit dessen Oberseite Winkel über 120° einschließen und die Übergänge gut ausgerundet sind, so wird dieser Mitteldecker in bezug auf seine Widerstandsvermehrung den Verhältnissen des Hochdeckers nahekommen, ja sie unter Umständen sogar übertreffen (Bild 38). Aus dem Gesagten geht hervor, daß die Tiefdeckeranordnung für Segelflugzeuge nicht geeignet ist, da die Widerstandszunahme gerade in dem Bereich besonders groß ist, in welchem die Maschine normal fliegt. Schulterdecker und Hochdecker sind etwa gleichwertig, während für den Mitteldecker sorgfältige konstruktive Behandlung und Werkstattausführung Bedingung für die Verminderung des Widerstandes ist. Bemerkt soll an dieser Stelle noch werden, daß die Ausrundung der Übergänge vom Trag-

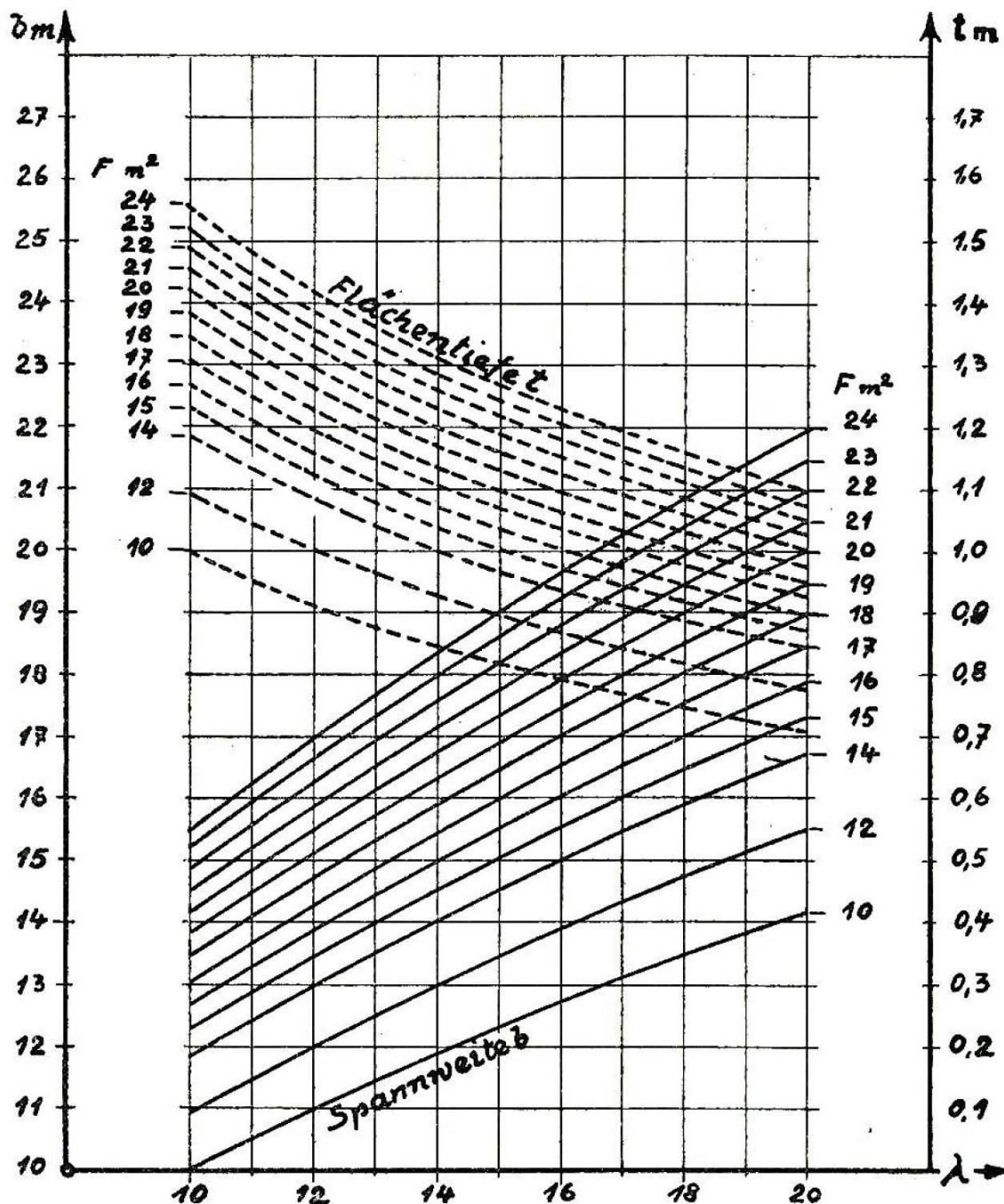


Bild 34. Spannweite b und Flächentiefe t , abhängig vom Seitenverhältnis λ bei gegebener Tragflächengröße.

flügel zum Rumpf nicht übertrieben werden darf, da sonst leicht Störungen der Stabilität des Flugzeuges eintreten.

Trotz der sorgfältigsten Behandlung der Frage ist aber der Widerstand des ganzen Flugzeuges größer als der der Einzelteile. Bei den besten Ausführungsformen kann man immer rechnen, daß der Widerstand des Rumpfes mit dem 1,5 fachen

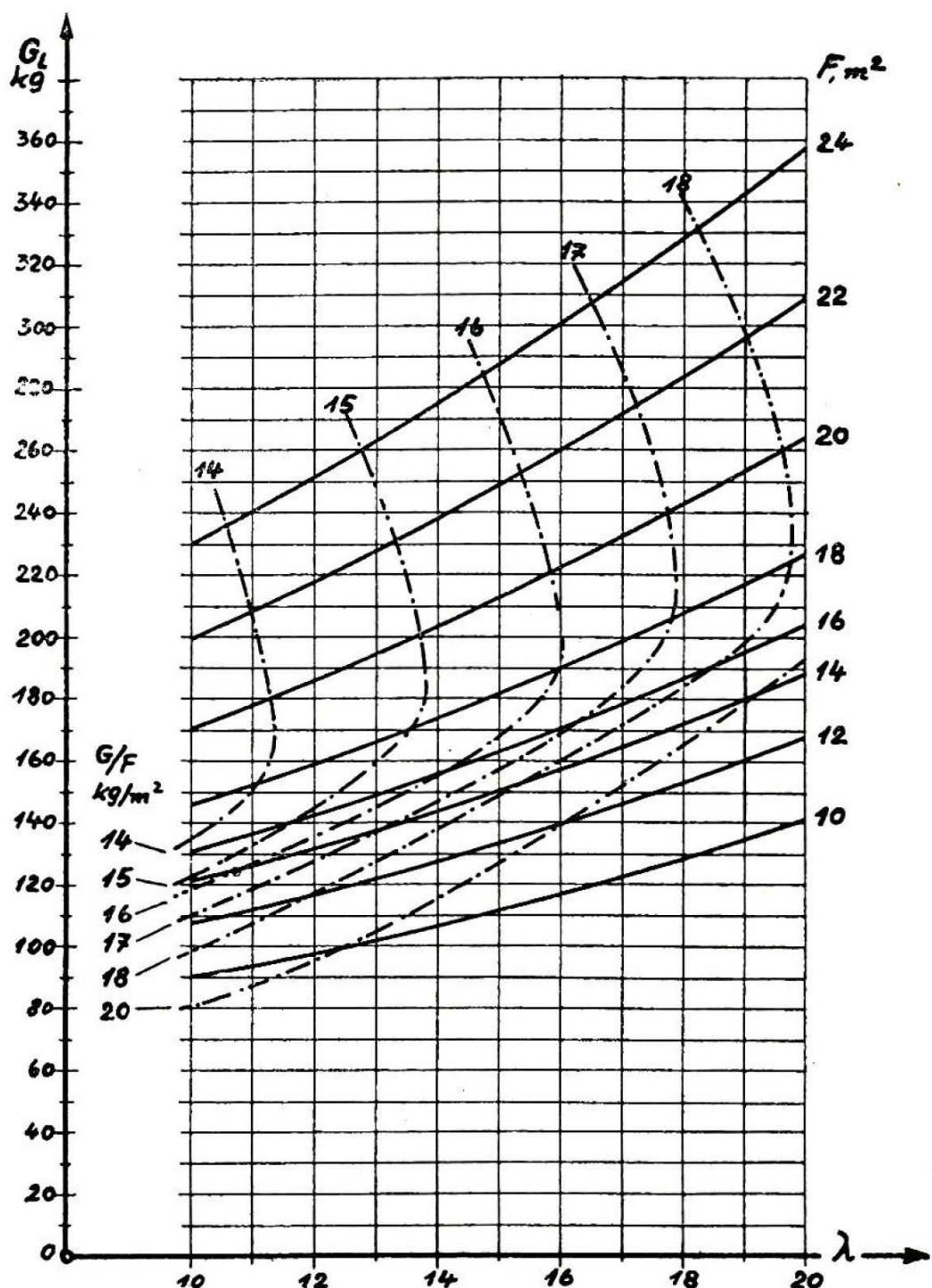


Bild 35. Leergewicht G_l , abhängig von λ und F , und Kurven der Flächenbelastung G/F für eine Zuladung von 100 kg.

Wert C einzusetzen ist, den man aus der Messung des Rumpfes allein entnimmt. Der Widerstand anderer Bauteile wird mit ihrem Meßwert eingesetzt. Zu beachten ist, daß vorstehende Bestandteile auf der Oberseite des Flügels besonders schädlich sind und so weit als möglich vermieden werden müssen.

Die Ermittlung des Gesamtwiderstandes erfolgt sonst ganz in der gleichen Weise, wie sie für Schul- und Übungsflugzeug bereits dargestellt wurde.

Zur Ermittlung der Spannweite b und der Flächentiefe t bei gegebenem Seitenverhältnis λ und gegebener Fläche F kann die Diagrammtafel Bild 34 verwendet werden, in welcher diese Werte in ihrer gegenseitigen Abhängigkeit dargestellt sind. Die Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ und das Leergewicht G_L in Abhängigkeit von der gesamten Fläche F und dem Seitenverhältnis λ sind in Diagramm Bild 35 dargestellt. Dabei ist von der Normalbauart ausgegangen worden — bei sorgfältigster Ausführung könnten sowohl $\frac{G}{F}$ als auch G_L kleiner werden. Aber solche Flugzeuge würden natürlich recht teuer und werden nur als besondere Einzelkonstruktionen dann und wann hergestellt.

IV. Sonderausführungen.

Auch im Segelflugzeugbau sind, ebenso wie beim Bau von Motorflugzeugen, die verschiedensten Wege beschritten worden, um einesteils die Flugeigenschaften andererseits die fliegerischen Eigenschaften der Maschinen zu verbessern oder in bestimmter Zielsetzung zu verändern.

1. Entenbauart.

Von diesen Sonderausführungsformen seien nur zwei erwähnt: Die Entenbauart und die schwanzlose. Bei ersterer liegt das Höhenleitwerk vorne und hat höhere Flächenbelastung als die Haupttragfläche. Es wird dadurch erreicht, daß die Strömung am Höhenleitwerk beim Überziehen des Flugzeugs zuerst abreißt und so sein Auftrieb kleiner wird.

Der Haupttragflügel kommt durch diese Anordnung niemals in den Bereich der Anstellwinkel, bei dem für ihn die Gefahr besteht, daß ein Abreißen der Strömung eintritt. Versuchsbauten, welche von Alexander Lippisch im Rahmen des früheren Forschungsinstitutes ausgeführt und erprobt wurden, haben das vorausgesagte Resultat bezüglich der Unüberziehbarkeit voll bestätigt. Aber die Kursstabilität ließ sehr zu wünschen übrig und der Vorteil, den sie durch ihre Längsstabilität um die Querachse bieten, ist durch diesen Nachteil reichlich aufgehoben, so daß eine Weiterentwicklung dieses Typs nicht betrieben wurde.

2. Schwanzlose Flugzeuge.

Der Grundgedanke für die Entwicklung von schwanzlosen Flugzeugen röhrt von Prof. Junkers her, welcher schon sehr frühzeitig darauf hinwies, daß erst das Flugzeug den höchsten aerodynamischen und daher auch wirtschaftlichen Wirkungsgrad besitzt, das keine schädlichen Widerstände mehr aufweist — also nur mehr aus dem Flügel besteht.

Nun ist das Segelflugzeug in seiner Herstellung gegenüber dem Motorflugzeug sehr billig und es lag nahe, schwanzlose Segelflugzeuge als Versuchsmaschinen zur Erforschung des Problems zu bauen. Die Ergebnisse waren so weit ermutigend, daß mehrfach Schwanzlose auch als Leistungssegelflugzeuge gebaut wurden.

Dabei zeigte sich aber dann, daß diese Maschinen konstruktiv und in ihrer aerodynamischen Behandlung doch reichlich schwierig wurden. Doch ist die Möglichkeit, schwanzlose Segelflugzeuge mit außergewöhnlich guten Leistungen zu bauen, durchaus offen.

a) Aerodynamische Grundlagen.

Da die Schwanzlose praktisch nur aus einem Flügel besteht, so hat dieser auch die Stabilisierung, welche sonst durch das

Höhenleitwerk bewerkstelligt wird, zu übernehmen. Daraus geht schon hervor, daß ein Flügel mit der bei normalen Segelflugzeugen üblichen Profilverteilung dafür nicht brauchbar ist. Denn ein solcher Flügel hat ein veränderliches Moment um den Schwerpunkt, wäre also instabil. Man kann nun einen solchen Flügel auf verschiedene Arten stabilisieren. Sie sollen hier aufgezählt werden.

Die erste, schon vom französischen Kapitän Dunne im Jahre 1908 ausgeführte bestand darin, dem Flügel starke Pfeilform bei starker Schränkung bei gleichbleibendem Profil zu geben. Die stabilisierende Wirkung beruht darauf, daß beim Anblasen des Flügels mit kleinem Anstellwinkel zwar das Druckmittel an den Profilen in der Flügelmitte nach rückwärts wandert, aber im Außenflügel negativer Auftrieb entsteht, welcher den Flügel in seine Normallage zurückzudrehen versucht.

Dieses Moment ist abhängig von der Größe der Schränkung und dem Pfeilwinkel, abgesehen natürlich davon, daß diese beiden wieder von den Momentenbeiwerten des verwendeten Profils abhängig sind. Bei allen Profilen mit Druckpunktwanderung wird nun die Schränkung sehr groß. Da damit in normalen Fluglagen die Belastung der äußeren Profile fast 0 wird, so sinkt bei einer solchen Anordnung der Gesamtauftriebsbeiwert. Gleichzeitig steigt der Gesamtwiderstand deshalb stark an, weil in jedem Fall eine Reihe von Profilen mit größeren Anstellwinkeln im Luftstrom stehen. Von einer solchen Anordnung sind also keine besonderen Vorteile zu erreichen.

Denn selbst bei Verwendung von Profilen höchsten Auftriebes wird der maximale Gesamtauftrieb des Flügels recht mäßig und der Gesamtwiderstand recht groß. Abgesehen davon sind auch die Festigkeitsverhältnisse wegen der großen Momente, welche innerhalb des Flügels verlaufen, recht schwierig und auch die baulichen Schwierigkeiten sind recht groß.

Die nächste Art entwickelt sich zwanglos aus den grund-sätzlichen Verhältnissen am geschränkten Pfeilflügel. Man er-setzt hier die geometrische durch eine aerodynamische Schrän-kung und stellt diese dar, indem man das gleiche Profil, das im Innenflügel verwendet wird, am Außenflügel ver-kehrt, also mit der Oberseite nach unten, anordnet (Bild 36). Eine zusätzliche geometrische Schränkung ist außerdem noch

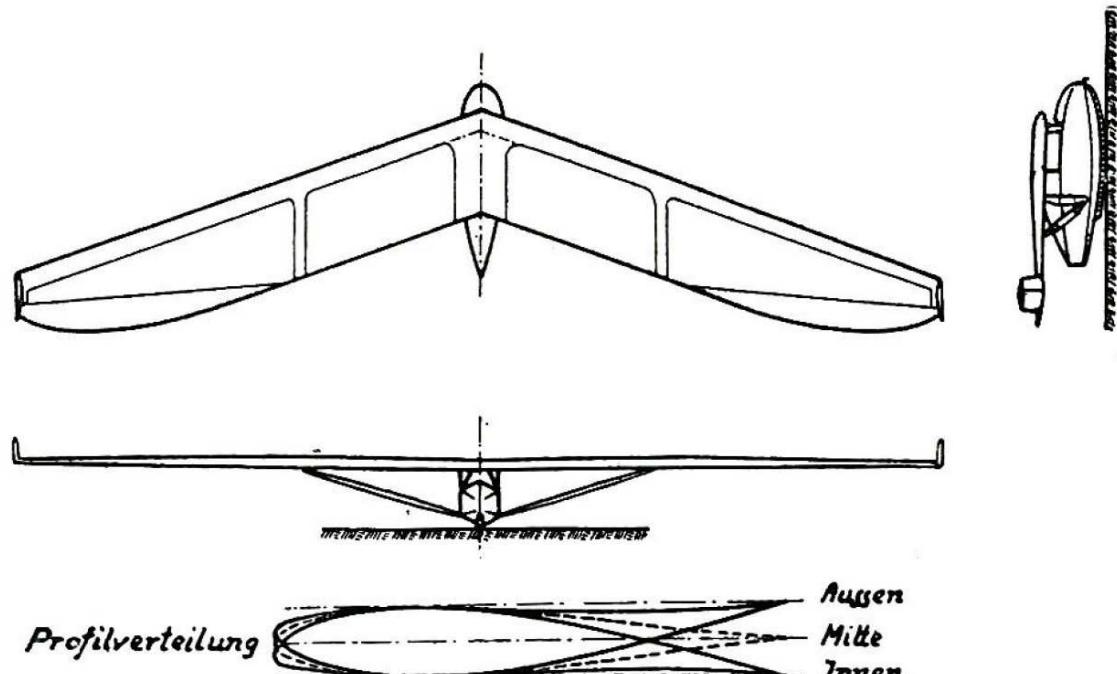


Bild 36. Schwanzlose und Profilverteilung.

notwendig. Das ist leicht einzusehen, wenn man bedenkt, daß beim Anstellwinkel $c_a = 0$, den ohne Schränkung beide Pro- file gleichzeitig erreichen, die Momente im Innen- und Außen- teil des Flügels umgekehrt gleich sind. Die Maschine wird im labilen Gleichgewicht sein. Eine geringe geometrische Schränkung behebt diese Eigenschaft und ruft ein aufrich-tendes Moment um den Schwerpunkt hervor.

Da sämtliche Profile im Bereich ungefähr gleicher Wider-standsbeiwerte liegen, so ist der Gesamtwiderstand dieser An-ordnung recht günstig. Der maximale Gesamtauftriebsbeiwert wird aber niedriger, schon deshalb, weil die umgekehrten Profile des Außenflügels kleinere maximale Auftriebsbeiwerte

haben, als die normal im Luftstrom stehenden. Aerodynamisch gesehen ist diese Anordnung schon sehr günstig. Sie ist natürlich auch variabel — man braucht nicht unbedingt das umgekehrte Profil für den Außenflügel zu verwenden, sondern kann dieses durch ein anderes, z. B. ein symmetrisches, ersetzen. Dabei ändert sich natürlich die notwendige Schränkung. Auch diese Anordnung ist so wie die vorher geschilderte an Segelflugzeugen verwirklicht worden und hat sehr befriedigende Ergebnisse gezeigt.

Neue Möglichkeiten sind der Konstruktion schwanzloser Segelflugzeuge durch die Entwicklung der druckpunktfesten Profile erwachsen. Bei ihnen bleibt das Moment um den Schwerpunkt entweder vollkommen konstant oder ändert sich nur um ganz geringe Beträge. Die Schränkung kann daher ebenso wie die Pfeilform sehr klein gehalten werden. Unter diesen Profilen gibt es solche, welche recht hohen Maximalauftrieb besitzen und in dieser Hinsicht an gute nicht druckpunktfeste nahe herankommen. Bei geschickter Konstruktion kann der maximale Gesamtauftrieb eines solchen Flügels den eines normalen Flugzeugs durchaus erreichen, wenn er als Ganzes betrachtet wird. Man muß aber immer beachten, daß bei einer Schwanzlosen ein Teil des Flügels als Höhensteuer geladen wird, also für die Erzeugung von Auftrieb bei gezogenen Fluglagen ausfällt, wodurch der Gesamtauftrieb in diesem Bereich geringer wird. Dieser Nachteil wird durch den Fortfall des langen Rumpfes und das geringere Baugewicht der Maschine aufgewogen. Außerdem darf nicht vergessen werden, daß auch beim normalen Flugzeug der negative Auftrieb des Höhenruders in gezogenen Fluglagen vom Gesamtauftrieb des Flügels abgezogen werden muß, dieser also dadurch auch verringert wird.

Der kurze Rumpf einer Schwanzlosen ist in aerodynamischer Hinsicht günstiger als der lange der normalen Maschine denn er kann so ausgebildet werden, daß er sich dem Körper

geringsten Widerstandes nähert, der nicht so schlank wie der Rumpf eines Segelflugzeuges ist.

b) Steuerung.

Die Höhensteuerung der schwanzlosen Flugzeuge erfolgt durch Flügelklappen, welche in der Art der Querruder angebracht sind. Sehr oft wird die Funktion des Querruders mit der des Höhenruders durch ein einziges Klappenpaar besorgt. Dieses schlägt bei der Betätigung des Steuerknüppels im Sinn der gewöhnlichen Querruderbetätigung bei einer solchen im Sinn der Höhenruderbetätigung gleichsinnig aus. Beide Steuerbewegungen lassen sich natürlich kombinieren. Die Zusammenlegung zweier Ruderwirkungen in einem Klappenpaar hat aber eine komplizierte Vorrichtung am Knüppel zur Folge, die meist als ein dem Differential eines Automobiles ähnliches Zahnradgetriebe ausgeführt wird (Bild 37).

Bei Bewegung des Knüppels in der Längsrichtung des Flugzeugs nimmt das am Knüppel selbst befestigte Kegelritzel die beiden Kegelräder im gleichen Drehsinn mit, während bei Drehung um die Längsachse das Ritzel die Kegelräder im gegenläufigen Sinn antreibt.

Werden Querruder und Höhenruder getrennt angeordnet, so entspricht der Steuermechanismus dem des normalen Flugzeugs.

Die Seitensteuerung wird vielfach durch Endscheiben am Flügelende, die ähnlich wie die Seitenruder des gewöhnlichen Flugzeugs konstruiert sind, bewirkt. Nur ist ihr Ausschlag nach einer Seite begrenzt.

Gewöhnlich schlagen sie nach außen. Sie können, da sie von den Pedalen aus einzeln betätigt sind, auch einzeln ausgeschlagen werden. Dies hat Kurvenflug der Maschine zur Folge. Man kann sie aber auch gleichzeitig betätigen, und sie so als Bremsklappen benutzen.

Auch Spreizklappen wurden zur Seitensteuerung benutzt.

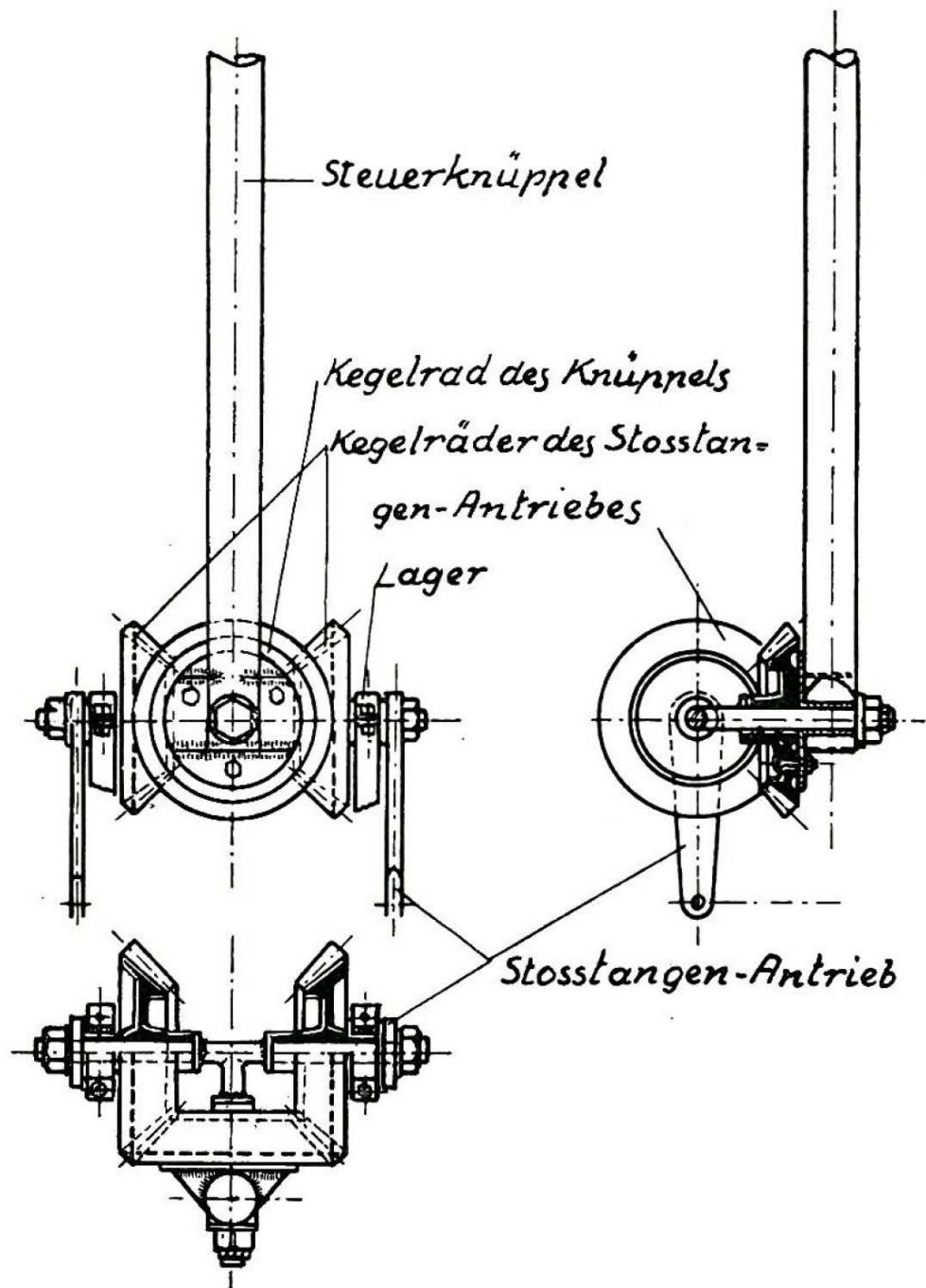


Bild 37. Kegelradsteuerung für ein schwanzloses Flugzeug.

Da das Querruder bis zum Flügelende durchläuft, wird es so geteilt, daß es aus zwei Teilen besteht, welche um die Querruderachse drehbar sind. Bei Seitenruderbetätigung werden die beiden Teile auseinandergespreizt, so daß eine starke Erhöhung des Widerstandes eintritt. Das drehende Moment wird also bei dieser Anordnung durch reine Bremswirkung erzielt.

Sie ist in ihrer Ausführung sehr kompliziert und erfordert sehr genaue Arbeit. Sie wird dementsprechend teuer.

Auch Strömungsstörer wurden am Flügelende angebracht und mit Erfolg als Seitenruder benutzt. Sie zeigen starke Ruderwirkung und sind in Bau und Konstruktion einfach.

c) Rumpf.

Wie schon oben angedeutet, ist der Rumpf leicht als Körper geringsten Widerstandes auszubilden. Er wird, wie bei allen andern Segelflugzeugen, meist als Sperrholzschale gebaut. Schwierig ist bei den Schwanzlosen die Unterbringung des Sitzes. Da der Auftriebsmittelpunkt des gesamten Flächenmeist weit hinter der Vorderkante des Flügels, oft aber sogar hinter diesen liegt, ist es in diesen Fällen recht schwierig, den Sitz so zu verlegen, daß der Führer freie Sicht nach oben hat, wenn man nicht eine Tief- oder Mitteldeckeranordnung wählt, bei der dann die Verhältnisse für die Sicht nach unten und vorne schwierig wird. Die bis jetzt gezeigten Lösungen hatten alle die Hochdeckeranordnung bevorzugt, und dabei auf die Sicht nach oben mehr oder weniger verzichtet. Man kann Profil und Pfeilform auch so groß wählen, daß man den Sitz hinter die Hinterkante des Flügels bekommt, erhält aber dadurch eine aerodynamisch ungünstige Form des Rumpfes. Die Lage des Sitzes ist durch Pfeilform und Profilauswahl weitgehend bestimmt und man hat durch passende Auswahl dieser beiden Größen die Möglichkeit, die Sitzlage in gewissen Grenzen zu bestimmen.

In allen Fällen wird aber die günstigste Lösung der Nurflügel sein. Man wird auf alle Flächen trachten, ihr bei der Konstruktion von schwanzlosen Segelflugzeugen möglichst nahe zu kommen.

V. Die Konstruktionselemente des Segelflugzeugs.

Das Konstruktionsmaterial ist für das Tragwerk, Rumpf und Steuerflächen Holz, für die Beschläge Stahlblech mit hoher Dehnung. Seltener wird für letztere Leichtmetall verwendet. Das hat seinen Grund darin, daß Stahlbeschläge geschweißt werden können, während Leichtmetallbeschläge genietet werden müssen. Auch sind sie wesentlich teurer als Stahlbeschläge.

Im folgenden werden noch einige Konstruktionsteile zeichnerisch dargestellt und beschrieben.

Flügel.

a) Umrißformen.

Rechteck, ungeschränkt. Aerodynamisch ungünstig. Wird nur für Schulgleiter verwendet, da durch die gleichbleibenden Spieren der Aufbau vereinfacht wird.

Rechteck, geschränkt. Aerodynamisch günstiger als der ungeschränkte Flügel. Erhöhung der Querstabilität durch die Schränkung. Wird ebenfalls nur für Schulflugzeuge benutzt.

Trapezflügel. Aerodynamisch günstig, gestattet geringere Baugewichte als der Rechteckflügel. Es ist zu beachten, daß die Flügel stark geschränkt werden müssen, weil sonst die maximale c_a -Belastung etwa im ersten Drittel des Flügels von außen auftritt, was Unstabilität um die Längsachse bei gezogenen Flugzuständen zur Folge haben kann.

Dreieckflügel. Aerodynamisch nicht mehr sehr günstig, hat er dieselben Eigenschaften wie der Trapezflügel. Das Baugewicht kann noch etwas geringer gehalten werden als beim Trapezflügel.

Elliptischer Flügel. Aerodynamisch günstigste Form, aber in der Herstellung schwieriger als die Flügel mit geradlinigen Umrißformen.

b) Flügelanordnung (Bild 38).

Hochdecker. Für Segelflugzeuge aerodynamisch günstigste Ausführungsform. Sicht nach hinten-oben nicht möglich.

Schulterdecker. Bei sorgfältiger Ausführung aerodynamisch gleichwertig mit dem Hochdecker, aber beschränkte Sicht nach hinten-oben.

Mitteldecker. Auch bei sorgfältiger Ausführung nicht mehr so günstig wie die beiden vorgenannten Arten; dafür beste Sichtverhältnisse.

Tiefdecker. Werden im Segelflugzeugbau vermieden, weil sie im Bereich der beim Segelflug verwendeten Anstellwinkel aerodynamisch ungünstig sind.

c) Statisches System.

Verspannter Flügel. Ist nur bei Schulgleitern üblich. Der Aufbau des Flügels wird leicht; leichte Reparatur. Großer Luftwiderstand.

Mit Stielen abgefangener Flügel. Vorteilhaft für Schulgleiter, welche gute Gleitwinkel haben sollen, und für Flugzeuge großer Spannweiten. Im Aufbau schwerer als verspannte Flügel. Erfordern viele Beschläge. Verhältnismäßig teure Bauart.

Freitragender Flügel. Aerodynamisch günstigste Bauart. Einfach im Aufbau, geringe Zahl von Beschlägen.

Knickflügel. Gibt sichere Kurvenlage. Wurde zuerst gebaut, um beim Schulterdecker die Tragflächenenden höher vom Boden zu bekommen, wird aber heute vielfach nur wegen seiner angenehmen fliegerischen Eigenschaften verwendet. Aufbau schwieriger als der des geraden Flügels, daher etwas teurer.

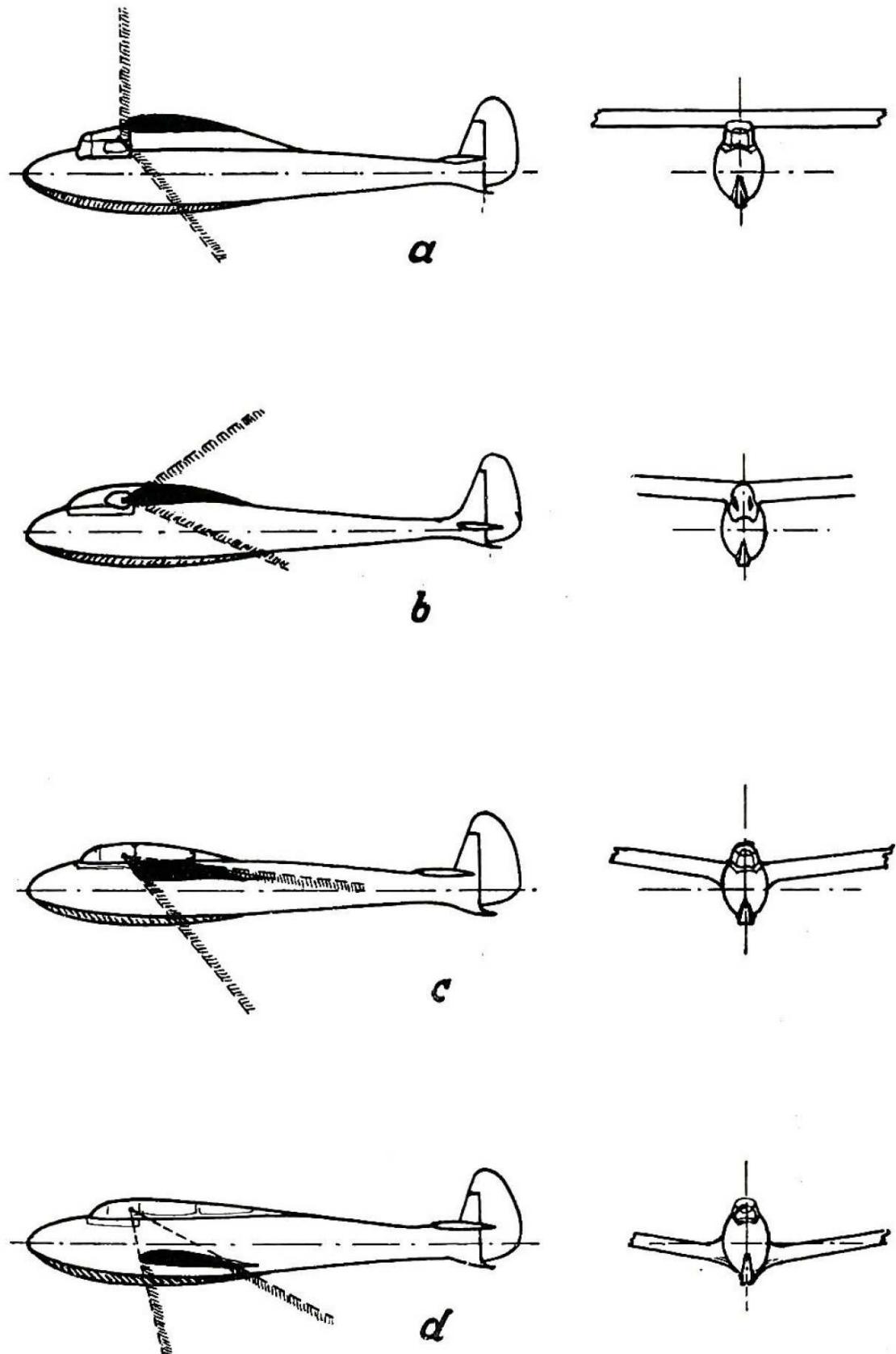
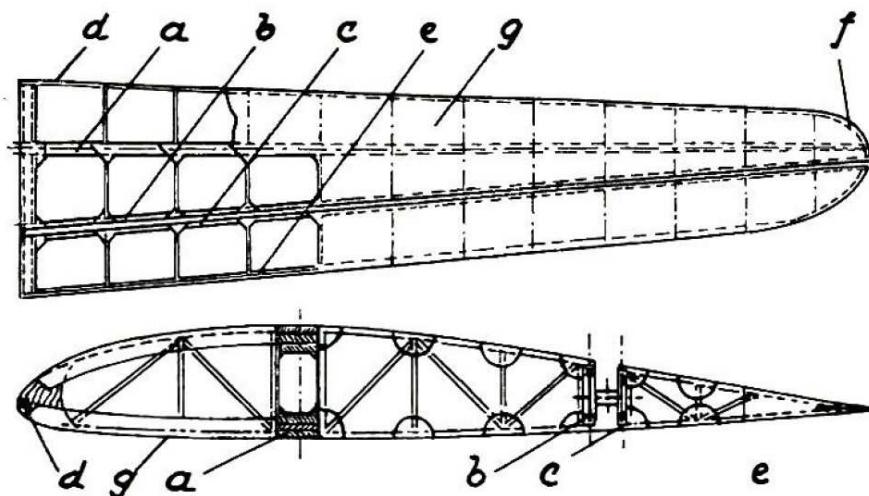
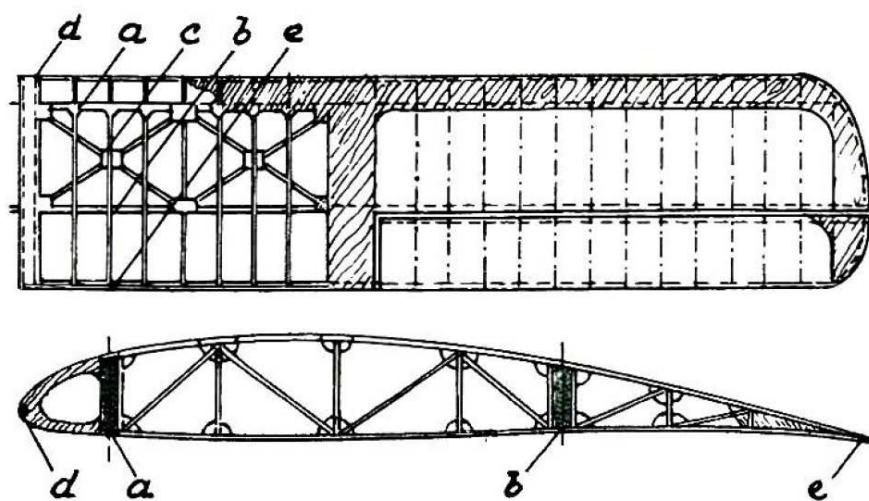


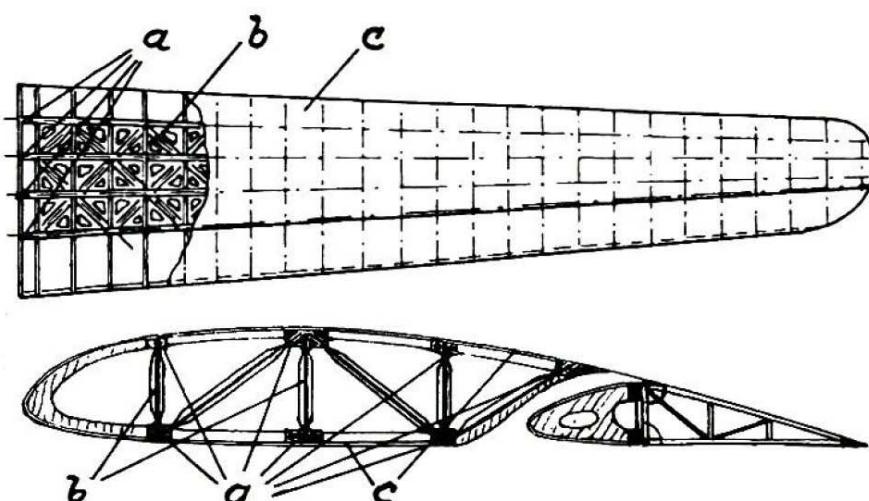
Bild 38. Flügelanordnung. a) Hochdecker, b) Schulterdecker mit Knickflügel, c) Mitteldecker mit Knickflügel, d) Tiefdecker mit Knickflügel.



a = Hauptholm,
 b = Hilfsholm,
 c = Querruderholm,
 d und e vordere und rückwärtige Randleiste,
 f: Randsbogen,
 g: Torsionsnase.



a = Vorderholm,
 b = Hinterholm,
 c = Diagonalen,
 d und e = vordere und hintere Randleiste.



a = Holme,
 b = Kreuzverbände,
 c = Sperrholzbeplankung.

Bild 39. Statischer Aufbau. Oben: einholmiger Flügel. Mitte: zweiholmiger Flügel. Unten: mehrholmiger Flügel.

d) Statischer Aufbau (Bild 39).

Einholmige Bauart. Einfache Bauart. Biegekräfte werden durch einen Holm, Verdrehkräfte durch die Flügelnase, welche als steifes Torsionsrohr ausgebildet wird, aufgenommen. Meist ist noch ein Hilfsholm vorhanden, welcher beim Bau das gleichmäßige Aufbringen der Spieren erleichtert und der zugleich zur Befestigung des Querruders am Flügel dient. Die Bauart ist wegen der großen Sperrholzmengen, welche sie benötigt, verhältnismäßig teuer. Sie wird bei Freiträgern bzw. auch bei Maschinen mit Stielen verwendet, wenn diese große Spannweiten haben.

Zweiholmige Bauart. Hier werden sowohl Biege- als auch Verdrehkräfte von den Holmen übernommen. Zur Erhöhung der Steifigkeit werden Diagonalen eingebaut. Die Bauart ist nur für kleinere Spannweiten vorteilhaft, weil bei großen die Belastung durch die Verdrehkräfte im Sturzflug zu hoch wird, also die Holme für die anderen Lastfälle dann weit überdimensioniert werden. Die Bauart wird hauptsächlich bei Schulflugzeugen verwendet, bei denen die auftretenden Kräfte entweder durch Verspannung oder durch Stiele abgefangen werden. Viele Beschläge!

Mehrholmige Bauart. Wird im Segelflugzeugbau nicht verwendet, weil sie im Aufbau schwierig ist und Reparaturen viel Zeit und Mühe kosten. Auch werden derartige Flügel sehr teuer.

Holme (Bild 40).

a) Brethholm oder Vollholm.

Wie schon der Name sagt, besteht der Holm aus einem fehlerfreien Kiefernholz, das entsprechend zugeschnitten wird. An den Stellen, wo Beschläge angebracht werden sollen, wird der Holm mit Sperrholz beplankt. Schutz gegen Aufspalten bei Beanspruchung. Schwer. Verwendung bei billigen Schulflugzeugen als Flügelholm und als Leitwerksholm.

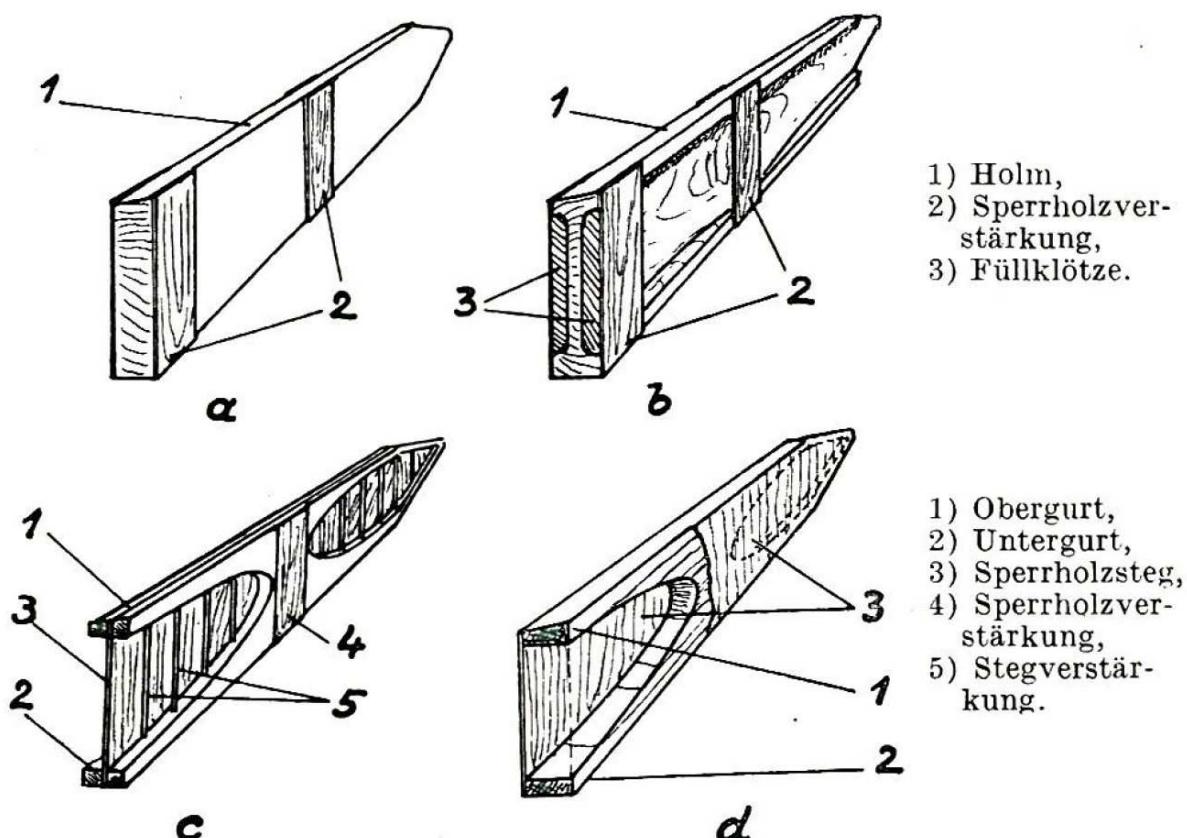


Bild 40. Holme.

b) Gefräster Holm.

Um Brettholme leichter zu machen, werden sie zuweilen als Holme mit ausgefrästen Querschnitten ausgeführt. Auch da müssen die Stellen, an denen Beschläge angreifen, durch Aufleimen von Sperrholz gegen Spalten und Reißen gesichert werden. Verwendung bei billigen Schulflugzeugen und als Leitwerksholme dann, wenn der Leitwerksquerschnitt sehr niedrig ist.

c) Doppel-T-Holm.

Der Holm besteht aus einem Ober- und Untergurt aus Kiefer, Spruce, Oregon-Pine u. a. Die beiden Gurte sind in jedem Querschnitt entsprechend ihrer Beanspruchung dimensioniert und durch einen Steg aus Sperrholz miteinander verbunden. Der Sperrholzsteg wird durch senkrecht zur Holm-achse aufgeleimte kleine Leisten gegen Faltenbildung bei Beanspruchung und damit auch gegen das Auftreten hoher ört-

licher Beanspruchungen geschützt. Leichteste Ausführungsform. Verwendung bei allen Arten von besseren Flugzeugen als Hauptholme, Hilfs- und Ruderholme.

Bei Übungs- und Leistungs-Segelflugzeugen pflegt man, um gleichmäßige Festigkeitseigenschaften der Gurte zu erhalten, diese zu lamellieren, d. h. die Gurte bestehen aus übereinandergeleimten Streifen des Bauholzes.

d) Kastenholm.

Besteht wie beim Doppel-T-Holm aus Ober- und Untergurt, die bei besserer Ausführung lamelliert ausgeführt werden. Zwei Sperrholzstege verbinden diese; Verstärkung an Angriffsstellen der Beschläge nicht nötig. Ebenso können die Stegleisten dann wegfallen, wenn die Spieren auf den Stegen verleimt werden. Sehr leichte Ausführungsform. Wird oft deshalb vorgezogen, weil die Bearbeitung gegenüber dem Doppel-T-Holm etwas einfacher ist. Nachteil, daß die Verleimung im Inneren des Holmes schwerer nachprüfbar ist. Verwendung für alle Arten gut ausgeführter Flugzeuge an jeder Stelle.

Spieren (Bild 41).

a) Doppel-T-Spiere.

Bei der einfachen Art bestehen die Gurte aus zwei Leisten von etwa quadratischem Querschnitt, zwischen denen an den Knotenpunkten Sperrholzplättchen als Eckensteifen und Verbindungsglieder eingeleimt sind. Geringe Festigkeit, aber dafür billig. Verwendung bei Schulflugzeugen.

Bei der besseren Ausführung wird ein Sperrholzsteg soweit gezogen, als höhere Beanspruchungen auftreten können. In dieser Form wird diese Spiere an allen Arten von Flugzeugen als leichte Zwischenspiere benutzt.

b) Kastenspiere.

Besteht aus Ober- und Untergurt nebst Stegen, die bei der einfachen Form durch beiderseits aufgeleimte Sperrholzecken

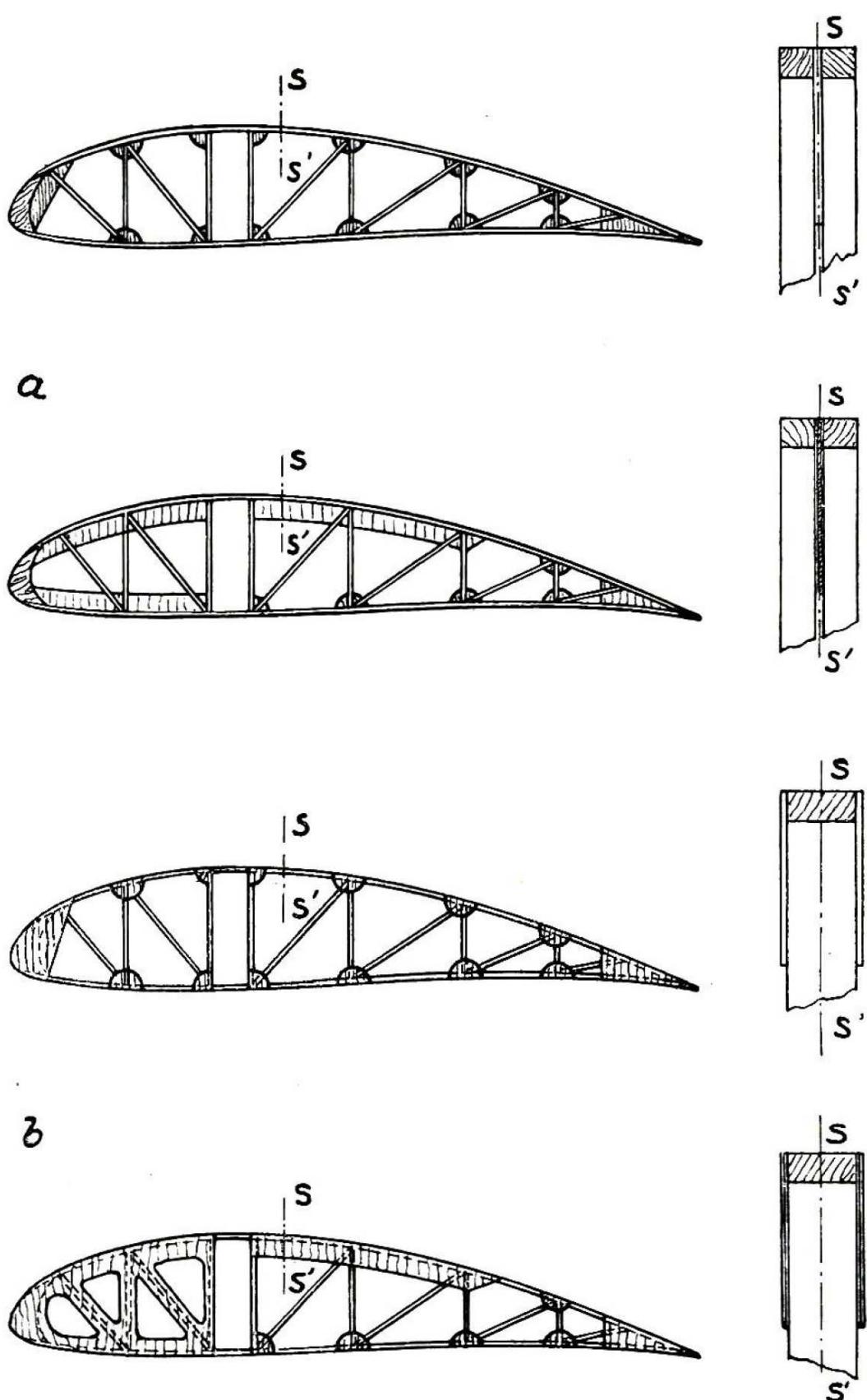


Bild 41. Ausführungsarten von Spieren. a) T-Spiere, b) Kastenspiere.

verbunden sind. Da die Gurte nicht geteilt sind, ist auch in dieser einfachen Ausführungsform die Festigkeit höher als bei einer gleich ausgeführten und dimensionierten Doppel-T-Spiere. Dafür etwas teurer.

Auch hier kann durch Durchziehen der Gurte die Festigkeit erhöht werden. Solche Spieren werden als Endspieren in der Nähe der Flügelanschlüsse oder an den Stellen verwendet, wo Diagonalen an den Holmen angreifen, wo das Querruder ansetzt usw.

Querruder.

a) Einfaches Ruder (Bild 42).

Die Flügelspieren sind hinter dem Hilfsholm bzw. Hinter-

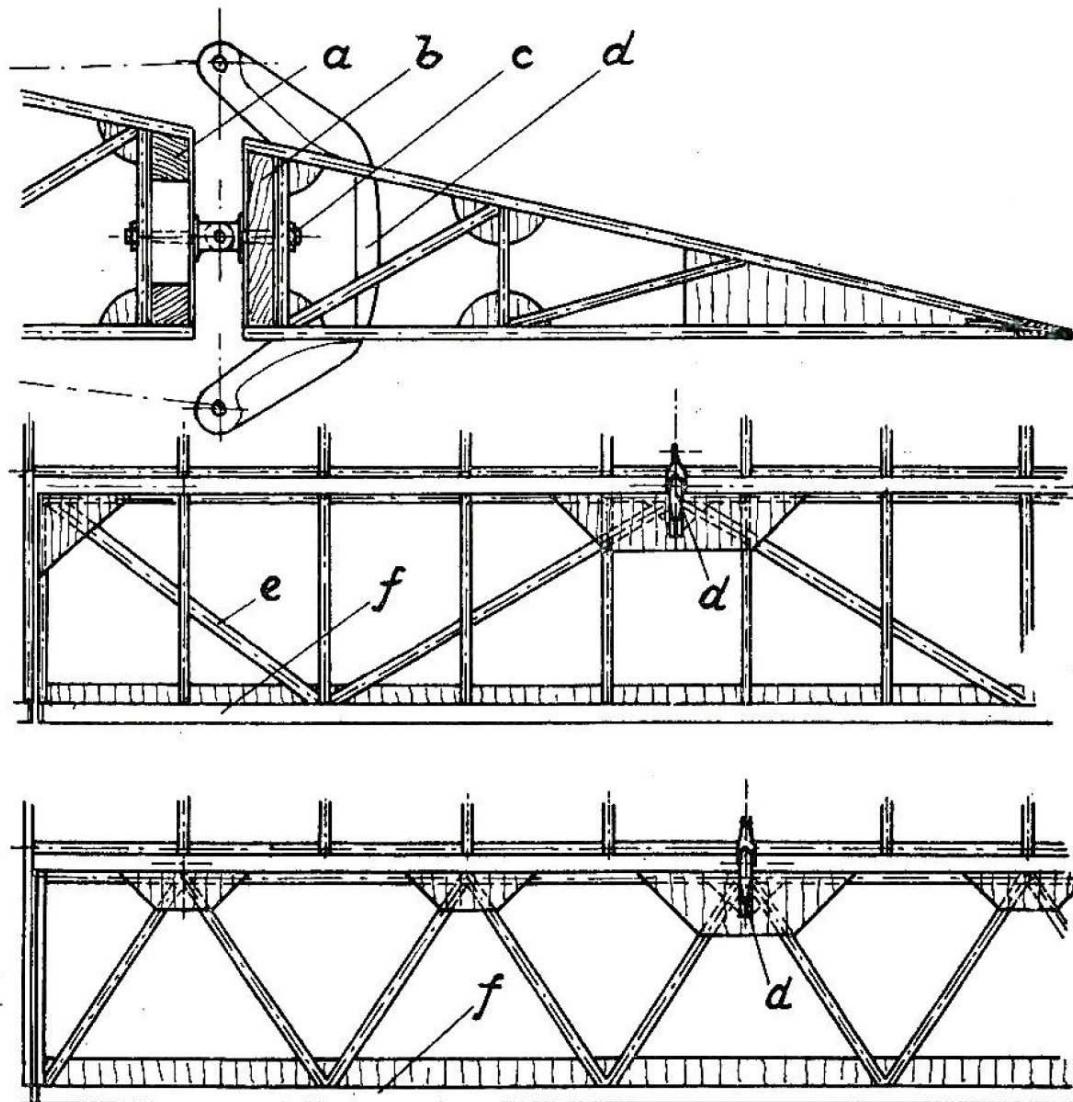


Bild 42. Einfaches Querruder. a) Hinterholm, b) Querruderholm, c) Augengabelbolzen, d) Querruderantriebshebel, e) Diagonalen, f) Endleiste.

110 Die Konstruktionselemente des Segelflugzeugs.

holm durchgeschnitten. Die abfallenden Spierenenden sind auf dem Querruderholm befestigt, der nun mittels Augen-Gabelbolzen mit dem Hinterholm bzw. Hilfsholm gelenkig verbunden ist. Um das Ruder verdrehsteif zu machen, werden entweder Diagonalen eingezogen (Bild 42, a) oder man verzichtet auf die Verwendung der abfallenden Spierenenden und baut das Querruder ganz aus Diagonalen auf (Bild 42, b).

Häufigst angewendete Ausführungsform des Querruders, einfach und billig. Bei längeren Querrudern sind aber zwei Ruderantriebshebel nötig, da sich diese Art Querruder auf größere Längen nicht genügend verdrehsteif herstellen lässt.

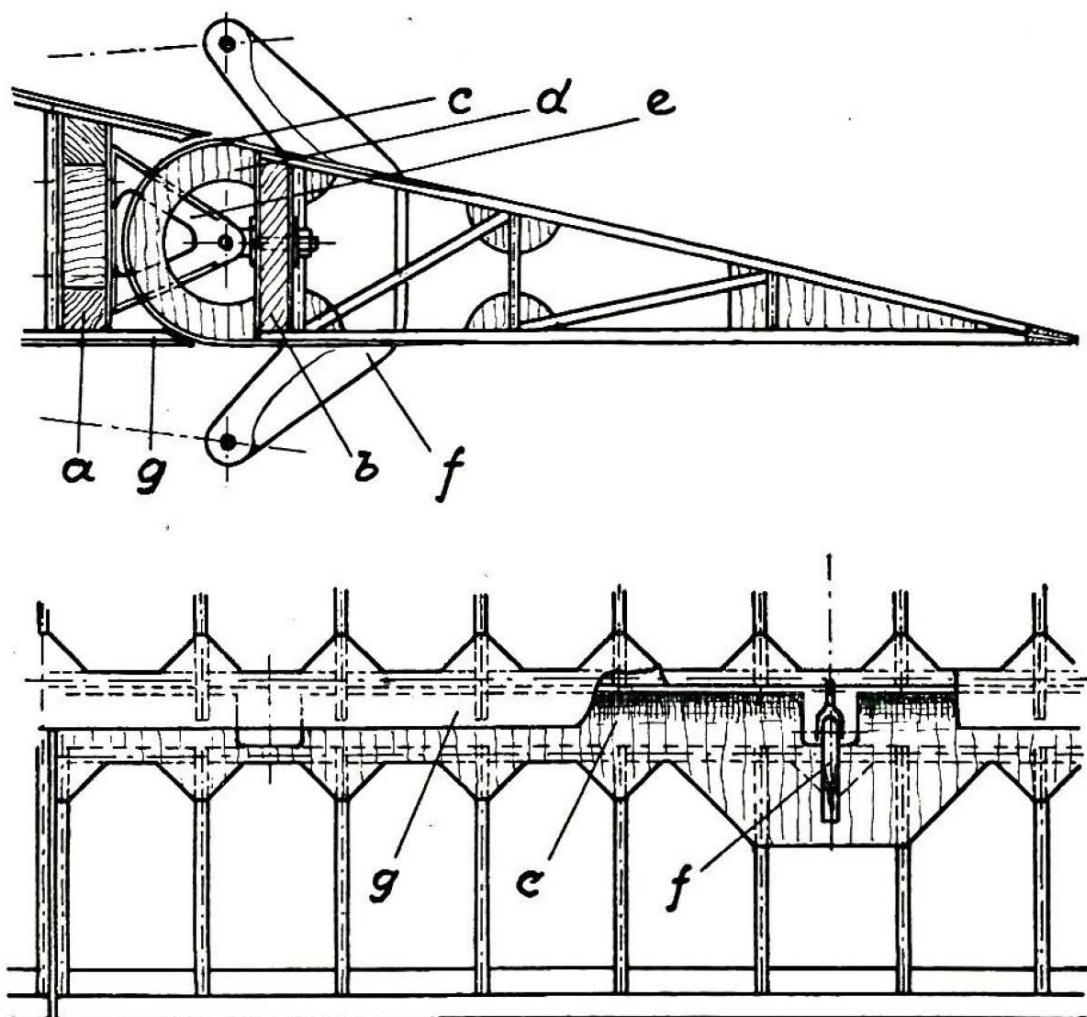


Bild 43. Querruder mit drehsteifer Nase. a) Hinterholm, b) Querruderholm, c) Sperrholznase der Formklötze, e) Lagerbock, f) Querruderantrieb, g) Schlitzverkleidung.

b) Querruder mit drehsteifer Nase (Bild 43).

Flügelspieren sind hinter dem Hilfsholm bzw. Hinterholm durchgeschnitten. Die abfallenden Enden werden auf dem bei dieser Ausführungsart weiter nach rückwärts verschobenen Querruderholm befestigt. Damit das Ruder die nötige Ver-drehsteifigkeit bekommt, wird die Vorderseite des Ruderholmes mit einer halbkreisförmigen Sperrholznase versehen. Der zwischen Hinterholm und Nase entstehende Schlitz wird mit einer Schlitzverkleidung versehen. Die Lagerung des Ruders erfolgt mittels Lagerböcken, welche am Hinterholm befestigt werden. Diese Ausführungsform ist aerodynamisch günstig, weil bei Querruderbetätigung keine Änderung in der Breite des Schlitzes eintritt und auch bei Normalstellung des Ruders keine Reibungswirkungen auftreten. Die Wirksamkeit des Ruders ist aber in beiden Fällen gleich stark.

Sonderausführungen von Querrudern (Bild 44).**a) Rollquerruder.**

Ist im Aufbau ähnlich wie das Querruder mit verdrehsteifer Nase. Der Ruderholm ist aber weiter nach hinten verschoben, so daß das Querruder einen gesonderten Flügel darstellt. Der Teil vor dem Ruderholm wird als drehsteife Nase ausgeführt, der Drehpunkt des Ruders ist nicht vor der Holmmittellinie gelegen, sondern tiefer unten angeordnet. Der Auftrieb erfolgt durch Stoßstangen und Differential, d. h. der Ausschlag nach oben ist größer als der nach unten.

Diese Ausführungsform zeigt sehr starke Ruderwirksamkeit und hat außerdem den Vorteil, daß solche Ruder leicht statisch und aerodynamisch auszugleichen sind. Jedoch ist die Herstellung schwierig und teuer und bringt eine Erhöhung des Gesamtwiderstandes des Flugzeugs deshalb mit sich, weil die Lagerböcke außerhalb der Tragfläche im Fahrtwind liegen.

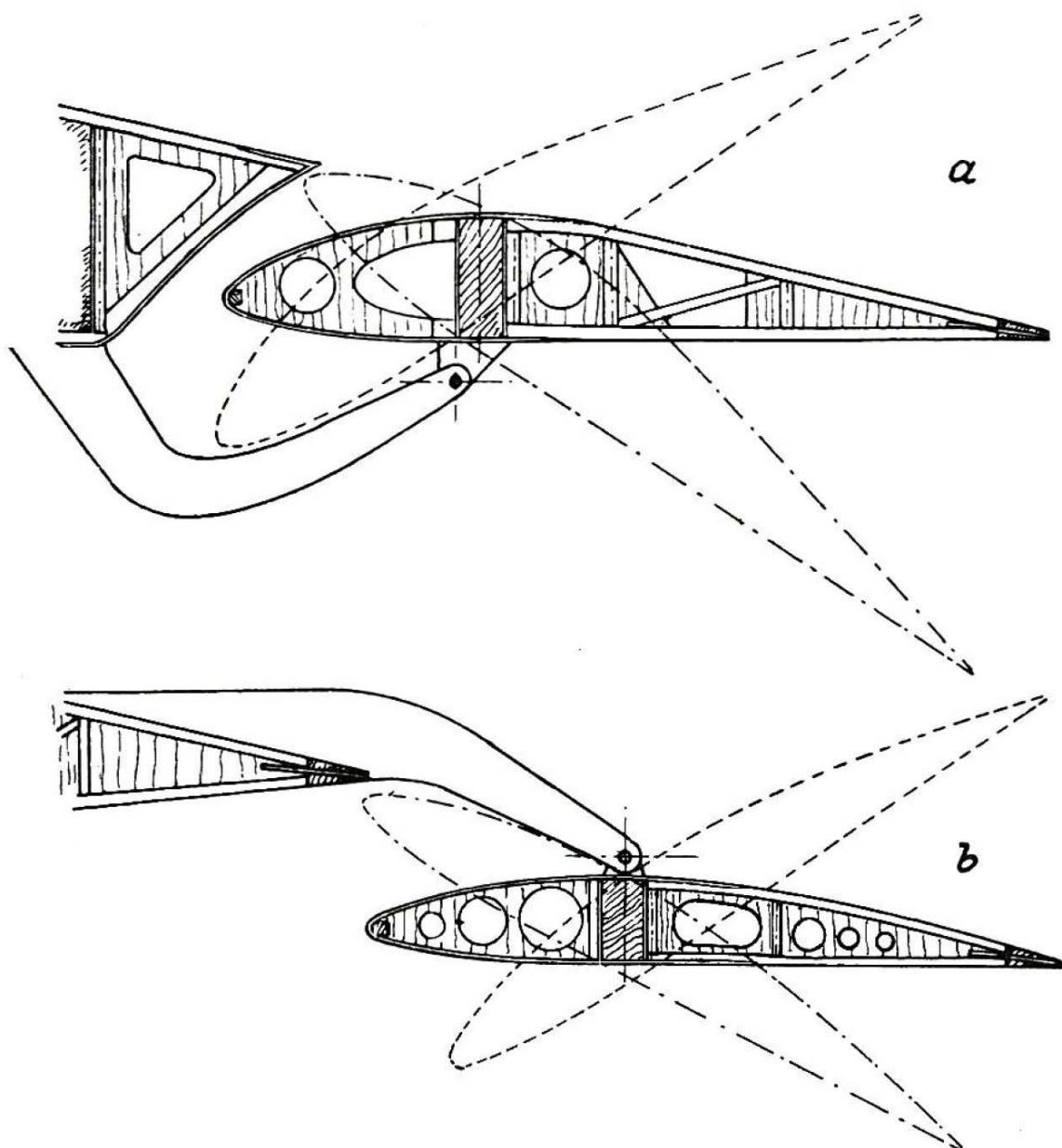


Bild 44. Sonderausführungen von Querrudern. a) Rollquerruder, b) Schlitzquerruder nach Junkers.

b) Junkers-Ruder.

Entspricht im Aufbau dem Rollquerruder, nur liegt der Drehpunkt über dem Profil. Bei Normallage ist das Ruder nicht belastet, bei Ausschlag tritt sofort eine sehr kräftige Ruderwirkung ein. Ein weiterer Vorteil ist der, daß bei überzogenen Fluglagen der Spalt zwischen Flügel und Ruder ein schnelles Abreißen der Strömung verhindert, das Querruder also auch in diesen Flugzuständen wirksam bleibt.

Schwierig herzustellen, daher teuer. Die Spaltwirkung hat im Normalflug Anwachsen des Gesamtwiderstandes zur Folge, ebenso die im Fahrtwind liegenden Lagerböcke.

Leitwerke (Bild 45).

Höhenleitwerke.

a) gedämpft. Gedämpfte Höhenruder werden meist an Schul- und Übungsflugzeugen verwendet, bei denen man eine zu große Wirksamkeit des Höhenruders ungern zuläßt. Der Aufbau der Dämpfungsfläche erfolgt meist mit einem vorderen Hilfs- und einem hinteren Haupt-Holm, welcher die Lagerböcke für das Ruder trägt. Dieses wird meist in derselben Art wie das einfache Querruder, seltener als Ruder mit drehsteifer Nase ausgeführt.

b) gedämpft und ausgeglichen. Gedämpfte und ausgeglichene Ruder werden im Segelflugzeugbau selten verwendet, weil die Steuerdrücke bei dieser Art von Flugzeugen gewöhnlich nicht so groß werden, daß ein Ausgleich notwendig ist. Soll jedoch das Flugzeug kunstflugtauglich sein, so empfiehlt sich die Verwendung ausgeglichener Ruder, da dann Geschwindigkeiten auftreten können, welche hohe Ruderdrücke zur Folge haben.

c) ungedämpft (Pendelruder). Ungedämpfte oder Pendelruder werden vielfach an Hochleistungsflugzeugen verwendet, weil die Ruderwirkung sehr stark ist. Aufbau: Einholmiger Flügel mit Sperrholznase. Der Holm wird meist so ausgeführt, daß er auf ein Stahlrohr, das im Rumpf drehbar gelagert und vom Knüppel aus angetrieben ist, aufgeschoben und durch zwei durchgehende Bolzen gesichert werden kann.

Seitenleitwerke (Bild 45).

a) Einfaches Leitwerk. Dieses entspricht im Aufbau dem einfachen Querruder bzw. dem halben einfachen Höhenruder. Immer an Dämpfungsflosse montiert. Diese Aus-

114 Die Konstruktionselemente des Segelflugzeugs.

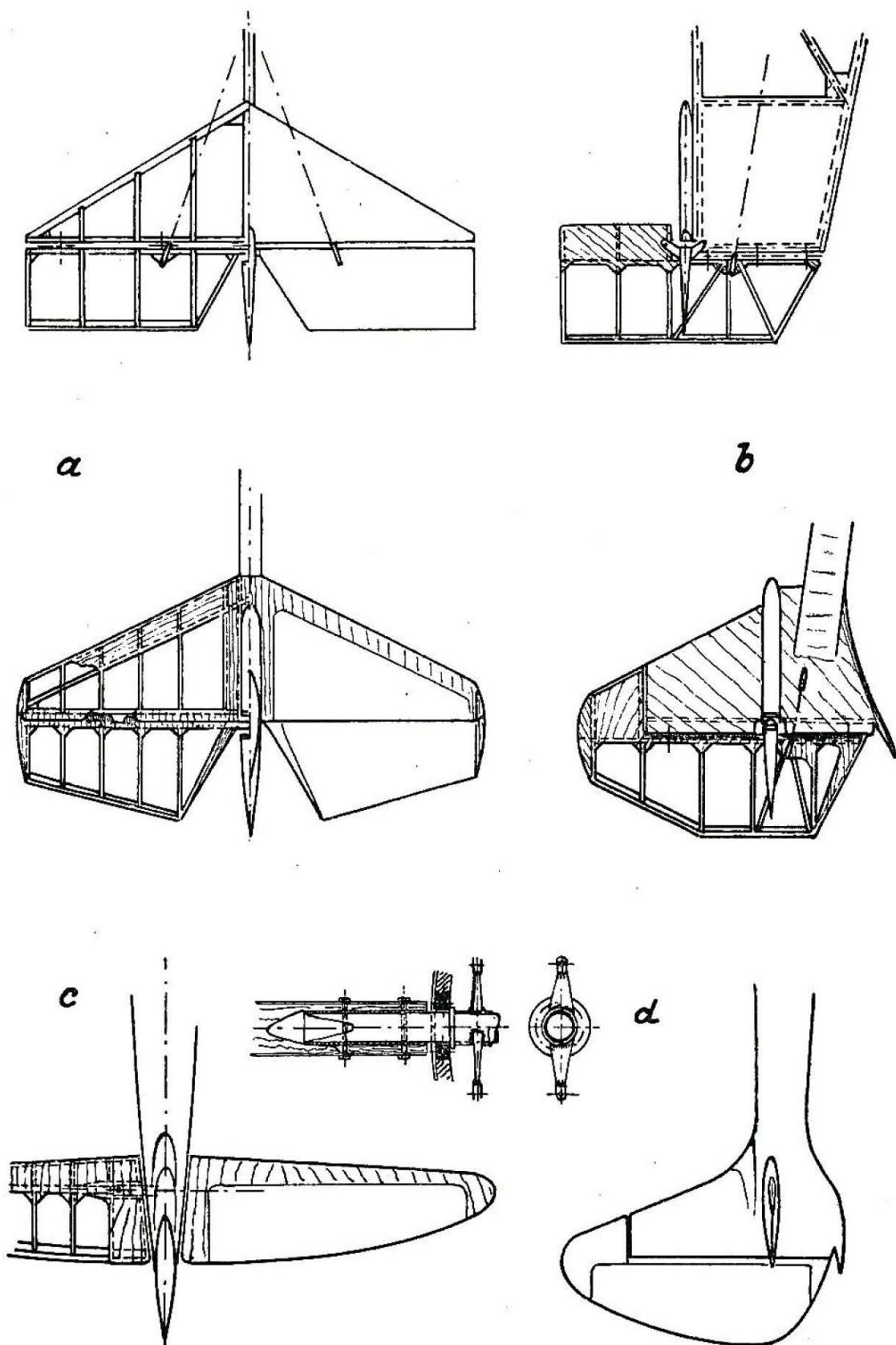


Bild 45. Ausführungsformen für Höhen- und Seitenleitwerke,
Ruderantrieb.

führungsform wird sehr häufig mit Ausgleichsfläche bei allen Maschinentypen verwendet.

b) Leitwerk mit drehsteifer Nase. Ausführung wie beim Höhenruder. Ist aerodynamisch besser als die einfache Form und daher, trotz der etwas teureren Herstellung, bei Leistungsflugzeugen empfehlenswert.

Rumpf.

a) Gitterrumpf (Bild 46).

R. R. G.-Zögling, 12 m-Zögling, Grünau 8 usf. Wird nur bei einfachen Schulgleitern verwendet, da das Strebewerk sehr hohe Widerstände zur Folge hat. Einfach im Aufbau und Herstellung, ebenso in der Reparatur. Gewöhnlich zweigeteilt in ein Vorderteil, in welches Sitz und Steuerung eingebaut sind, und das die Kufe trägt, und den eigentlichen Gitterschwanz, der gegen den Flügel verspannt ist. An ihm sind Höhen- und Seitenleitwerk montiert (siehe auch Bild 5, a und b).

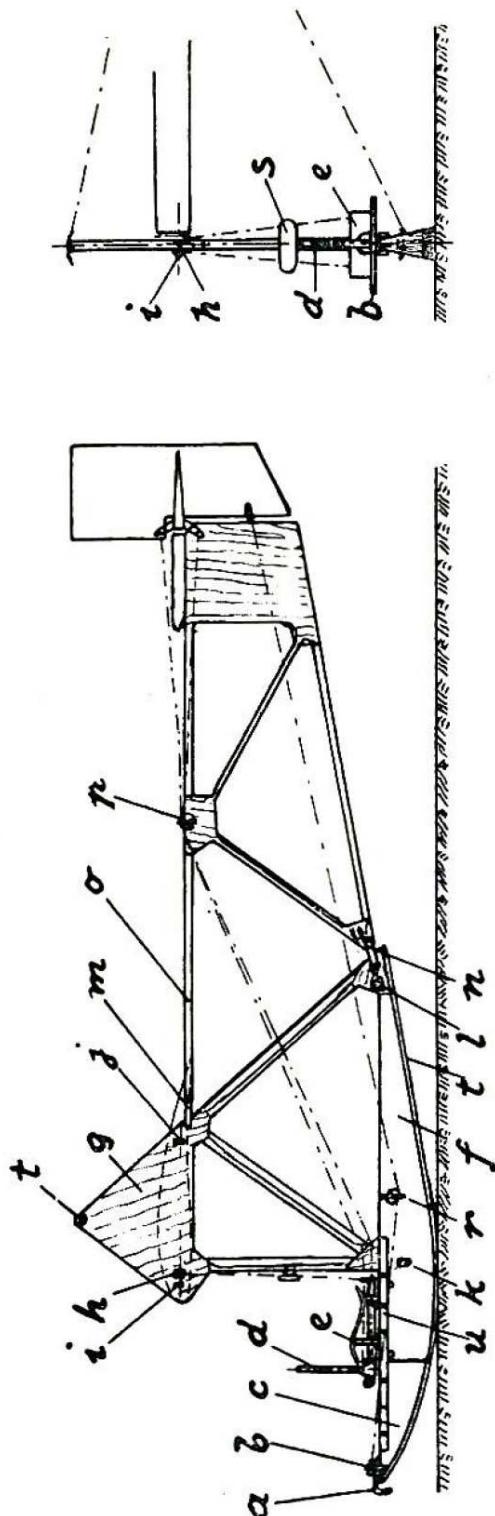


Bild 46. Gitterrumpf.
 a Starthaken, b Seitensteuer, c Querruderrollen, d Stoßkasten, e Steuerknüppel, f Sitz, g Kufenkasten, h Anschlußbeschlag Vorderholm, i Anschlußbeschlag Hinterholm, j Anschlußbeschlag Vorderholm, k Spanndrahtbeschlag, l Spanndrahtbeschlag, m und n Anschlußbeschläge für die Gitterträger, o Gitterträger, p Umlenkrolle Höhenruder, q Umlenkrolle Seitenruder, r Rückenlehne, s Rückenlehne, t Kufe, u Gollbruchleisten.

b) Kastenträgerrumpf (Bild 47).

Rossitten-Aß des Verfassers, Bonomi-Schulgleiter. Diese Ausführung wird bevorzugt, wenn man Schulflugzeuge mit besseren Gleitwinkeln bauen will. Auch hier ist

die Herstellung einfach und die Reparaturfähigkeit gut. Entweder durchgehender Leitwerksträger, an welchem Sitz, Steuerung, Kufe und Leitwerk befestigt sind. Die Fläche wird von einem einfachen ebenen Stahlrohrfachwerk getragen und durch Stiele gegen den Leitwerksträger abgefangen. Oder, nach Vorschlag (siehe Bild 8), hochliegender Leitwerksträger, Sitz, Steuerung und Kufe an räumlichem Stahlrohrfachwerk einfachster Art (Bild 9).

Beide Ausführungsformen (a und b) werden manchmal mit windschnittigem Boot versehen, um den Widerstand des Führers zu vermindern.

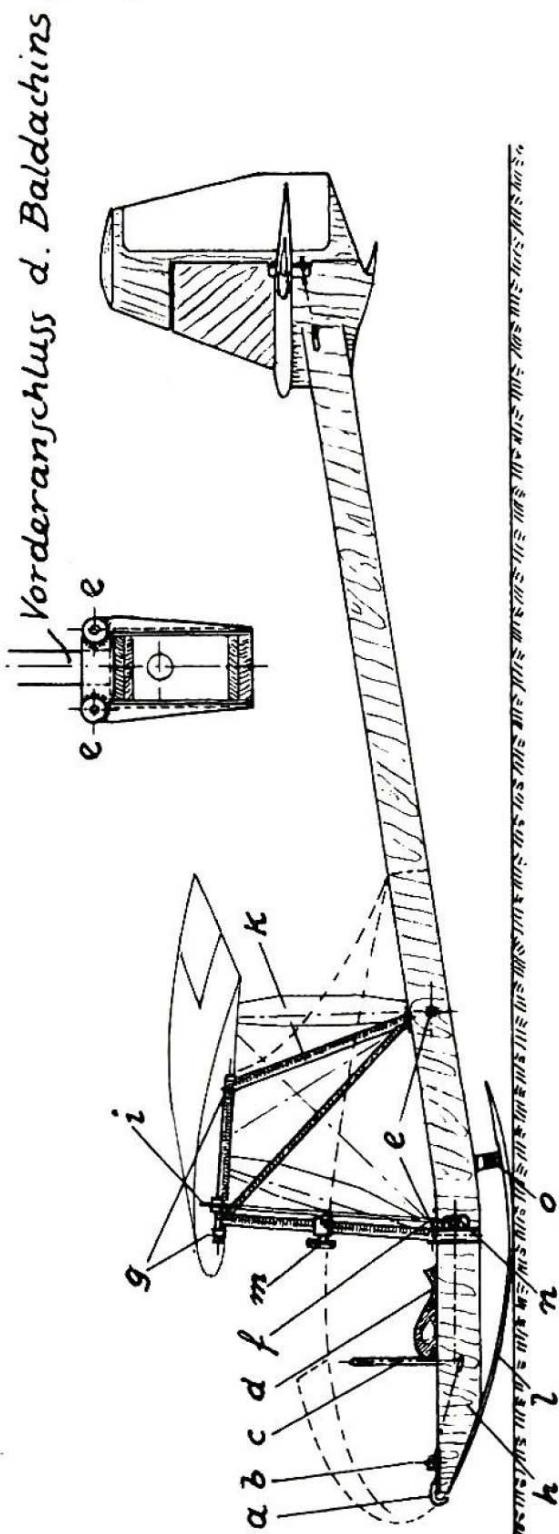


Bild 47. Kastenträgerrumpf.
 a Stanthaken, b Seitensteuerhebel, c Steuerknüppel, d Stielanschlüsse, e Sitz, f Stielanschlüsse, g Flächenanschlüsse, h Kastenträger, i Querruderanschlüsse, j Querruder-Stoßstange, k Baldachinbock, l Kufe, m Rückenlehne, n Querruderumlenkhebel, o Kufenfederung.

c) Fachwerksrumpf.

R. R. G.-Falke, Grüne Post, Holzfachwerk, Helios, Stahlfachwerk. Heute seltene Ausführungsform. Besteht aus einem aus Holz oder Stahlrohren hergestellten räumlichen Fachwerk, welches mit Stoff überzogen wird. Besonders Stahlfachwerk ist schwierig in der Herstellung wegen auftretender Schweißspannungen. Wegen des unvermeidlichen Auftretens von Ecken in der Umrißform aerodynamisch nicht sehr günstig. Reparaturen schwierig.

d) Schalenrumpf (Bild 48).

Kondor I und II, Rhönadler, Rhönbussard, Sperber usf. Aufbau aus senkrechten Spanten und Längsgurten als Gerippe, vollkommen mit Sperrholz beplankt. Sitz,

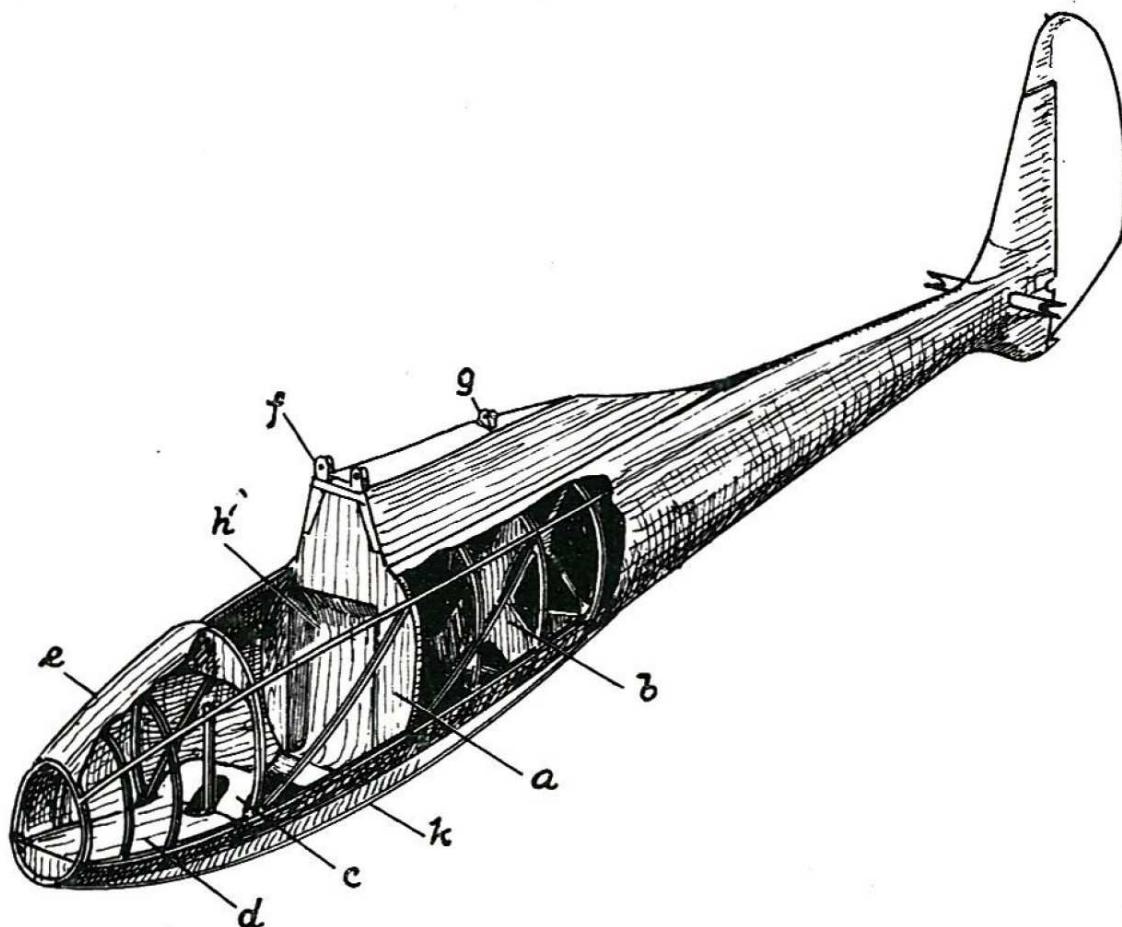


Bild 48. Schalenrumpf eines Leistungsseglers.

a Vorderer Hauptspant, b Hinterer Hauptspant, c Sitz, d Bodenbrett, e Beplankung, f Vorderer Flügelanschluß, g Hinterer Flügelanschluß, h Fallschirmschacht, k Kufe.

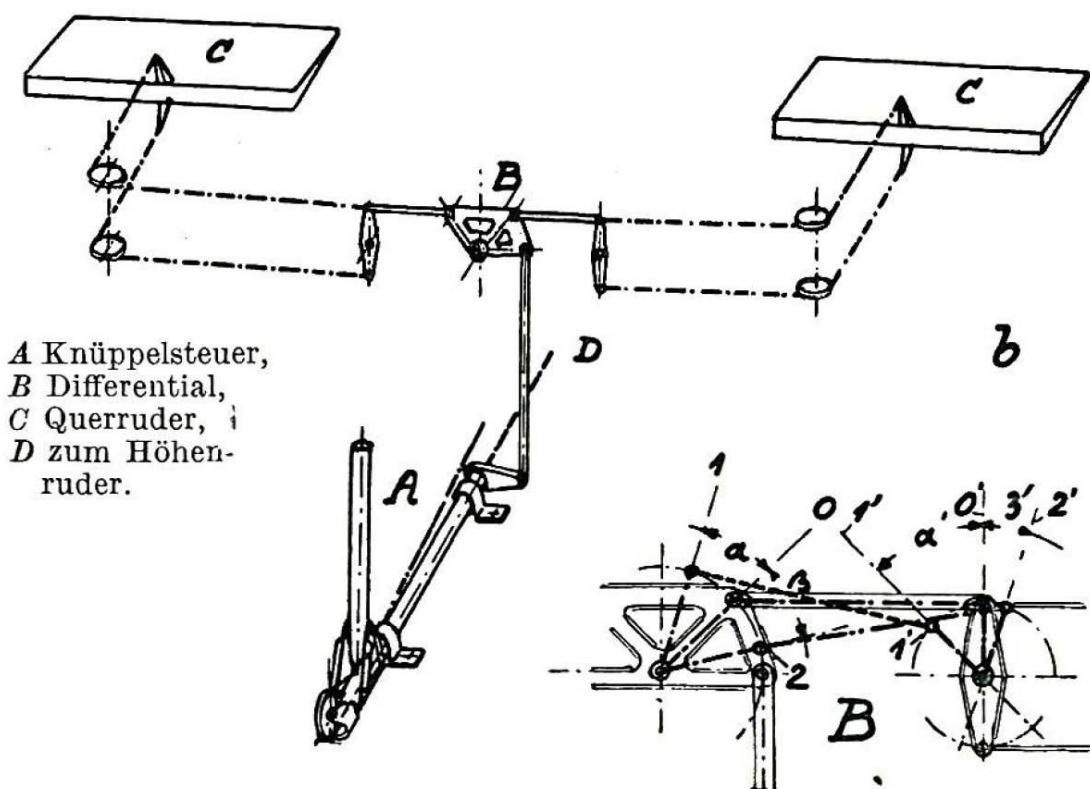
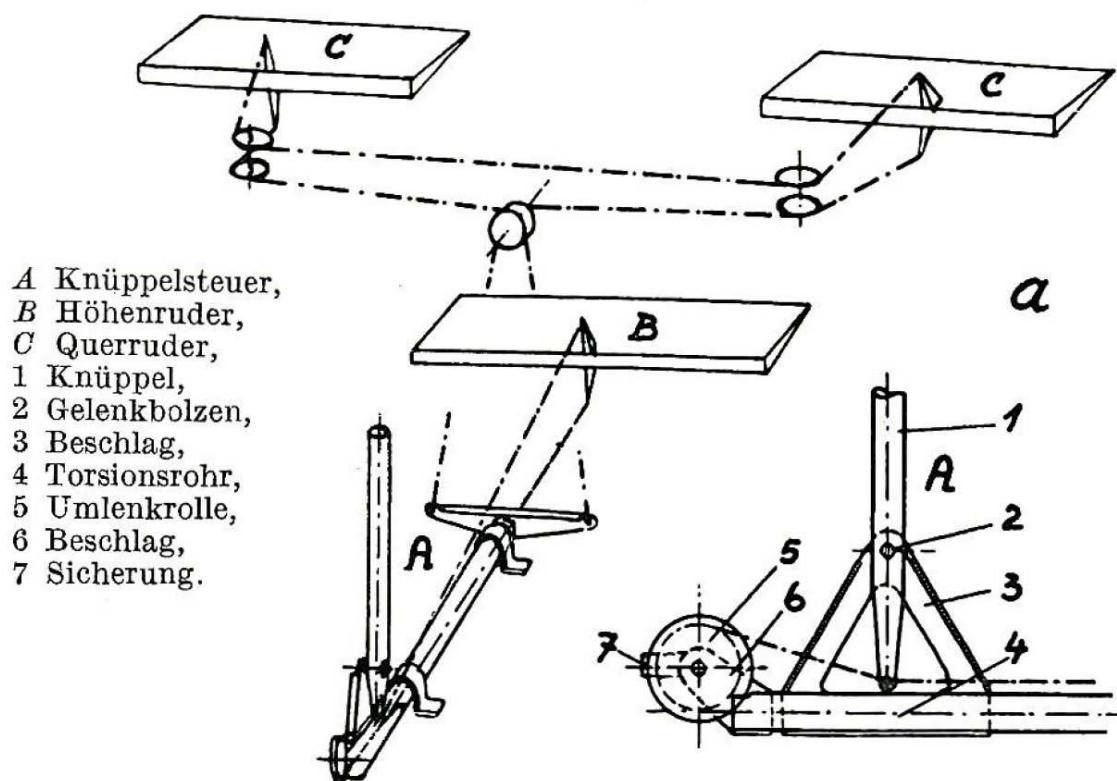


Bild 49. Knüppelsteuerung.

a) nur mit Seilen, ohne Differential, b) mit Stoßstangen und Differential.

Steuerung, Steuerzüge und Leitwerksantriebe im Inneren des Rumpfes. Aerodynamisch beste Form. Herstellung verhältnismäßig teuer. Wird bei allen modernen Leistungsseglern verwendet.

Steuerung.

a) Knüppelsteuerung (Bild 49).

Normale Ausführung der Steuerung bei Segelflugzeugen. Der „Knüppel“ betätigt bei Bewegung in Richtung der Längs-

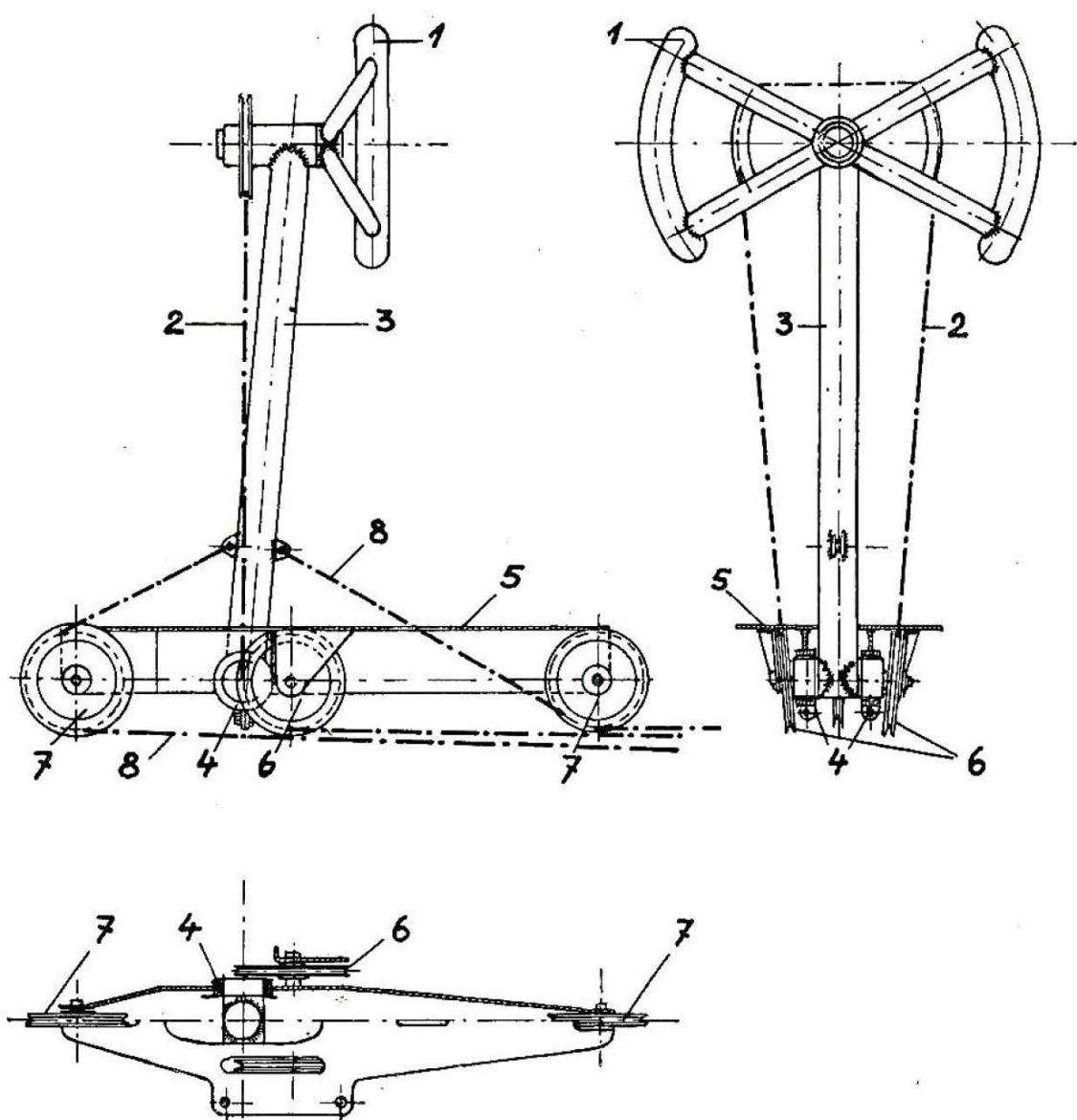


Bild 50. Handradsteuerung.

1 Handrad, 2 Querrudererkabel, 3 Steuersäule, 4 Steuersäulenlager, 5 Steuerkasten, 6 Querruderumlenkrollen, 7 Höhenruderumlenkrollen, 8 Höhenrudererkabel.

achse des Flugzeugs das Höhenleitwerk, in Richtung senkrecht dazu die Querruder. Antrieb entweder nur durch Seile (Bild 49 a) oder unter Zwischenschaltung von Stoßstangen (Bild 49 b) dann, wenn zu viele Umführungen der Seile notwendig wären, oder wenn man durch Zwischenschalten von Stoßstangen die Montage vereinfachen kann. Der Querruderantrieb wird öfter mit Differential (Bild 49 b) ausgeführt, d. h. die Querruderfläche hat nach oben einen größeren Ausschlagwinkel als nach unten.

b) Handradsteuerung (Bild 50).

Wird nur in Einzelfällen ausgeführt. Bewegung des Handrades um seine Achse steuert Querruder, in Richtung der Achse Höhenruder.

Druckfehlerberichtigung.

Seite 37. In Tafel 1 muß der Kopf der Spalte 6 richtig lauten:

$$\varepsilon = 1 : \frac{ca}{cw}$$

Seite 63, oben. In der Tabelle der Widerstandskörper muß bei der Rubrik „Streben“ in Spalte 2 die obere Ziffer nicht 2,20 sondern 0,22 heißen.

Seite 63, unten. Die Erläuterung zu Bild 24 muß richtig lauten: c_α = Widerstand des unter dem Winkel α gegen den Wind geneigten Drahtes. $c_\alpha = c^\xi$ (Diagramm nach Eiffel).

Register.

| | | |
|--------------------------------------|------------------------------------|---|
| Anfänger-Schulflugzeug | Höchstanstellwinkel 27 | Schwerpunkt 25 |
| 13, 15 | Höhenruder 17 | Seitenruder 17, 28, 113 |
| Anfangs-Schulung 7 | Holme 105 | Seitenverhältnis 27 |
| Angriffspunkt der Luft- kräfte 52 | Kastenträger 33 | Sicht 19, 69, 103 |
| Anstellwinkel 34 | Knickflügel 102 | Sinkgeschwindigkeit 16, 18, 35, 40 |
| Auftriebsabfall 27 | Konstruktionselemente 101 | Sitzausmaße 61 |
| Auftriebsmittelpunkt 25, 31 | Landegeschwindigkeit 18, 39, 59 | Spaltflügel-Querruder 31, 33 |
| Auftriebsverteilung 31, 44 | Landeklappen 84 | Spieren 107 |
| Autoschlepp 8 | Leergewicht 23 | Spreizklappen 84 |
| Dämpfungsfläche 33 | Leistungsflug 10 | Stabilität 41 |
| Eigenstabilität 17 | Leistungsflugzeug 13, 18 | Statischer Aufbau 105 |
| Entenbauart 93 | Leitwerk 28, 33, 113 | Steigflugzeug 73 |
| Flächenbelastung 23, 59 | Leitwerksmoment 54 | Steuerempfindlichkeit 16, 18, 20, 23 |
| Flügel mit Stielen 102 | Momentengleichgewicht 42 | Steuerung 98, 119 |
| Flügelanordnung 102 | Normalkraft 43 | Strömungsstörer 82 |
| Flügelmoment 42, 53 | Pfeilform 25, 32, 68, 96 | Sturzfluggeschwindigkeit 39 |
| Fluggeschwindigkeit 16 | Polare 35, 78, 87 | Tangentialkraft 43 |
| Freitragender Flügel 102 | Profil 26, 67, 73 | Thermiksegelflug 10 |
| Frontsegelflug 10, 11 | Profilangabe 35 | Thermische Aufwinde 11 |
| Führersitz 16, 18, 19, 21, 61, 69 | Querruder 17, 31, 33, 109, 111 | Trudeln 17, 18, 27 |
| Gesamtauftriebsbeiwert 77, 78 | Rumpf 68, 86, 115 | Übungsflug 7 |
| Gesamtschwerpunkt 43 | Rumpfhauptspann 61 | Übungsflugzeug 13, 58 |
| Gesamtwiderstand 34 | Schädlicher Widerstand 34 | Verspannter Flügel 102 |
| Geschwindigkeitsflugzeug 72 | Schränkung 31, 75 | Wassersegelflugzeug 13 |
| Gleitfluggeschwindigkeit 35 | Schwanzlose 94, 97 | Widerstandsbeiwert 34 |
| Gleitwinkel 16, 18, 19, 34, 66 | | Widerstandskoeffizient C 34, 62, 63 |
| Gleitzahl 64 | | Windenschlepp 9 |

FLUGTECHNISCHES HANDBUCH

Unter Mitarbeit
erster Fachleute herausgegeben von
Dr. - Ing. Roland Eisenlohr

Bisher sind erschienen:

Band I: **Aerodynamik und Flugzeugbau.** Groß-Oktav. 167 Seiten. Mit 130 Abbildungen im Text. 1936.
Kartoniert RM 7.50

Band II: **Flugzeugführung, Luftverkehr und Segelflug.** VI, 186 Seiten. Mit 137 Abbildungen im Text. 1936.
Kartoniert RM 7.50

Band III: **Triebwerk und Sondergebiete des Flugwesens.** Groß-Oktav. VI, 206 Seiten. Mit 150 Abbildungen. 1936.
Kartoniert RM 7.50

Im Druck befindet sich:

Band IV: **Flugwetterkunde, Ballone, Luftschiffe.**

Die „Automobiltechnische Zeitschrift“ schreibt u. a. über dieses Werk:

„...Es wird wohl kaum jemanden geben, der mit der Luftfahrt nur irgendwie in Zusammenhang steht und auf dieses Werk wird verzichten können.“

Ausführlicher Prospekt kostenlos!

WALTER DE GRUYTER & CO.
BERLIN W 35

CELLESTA **FLUGZEUG-LACKE**

für Segel- und Motor-Flugzeuge

ATLAS AGO

Chemische Fabrik Aktiengesellschaft

Mölkau bei Leipzig - Schließfach 12

Fernruf: Sammel Nr. 64001 - Telegramm-Adresse: Agochemie Leipzig

**Beste Arbeitsergebnisse
durch NOBEL-Fabrikate
für den Flugzeugbau**
Kaltleim - Spannlack - Klebelack - Überzugslack usw.
NOBEL & CO., Chemische Fabrik, HAMBURG 26

**Technische Bücher
für Studium und Praxis**

Dieses Literatur-Verzeichnis steht kostenlos zur Verfügung

Walter de Gruyter & Co., Berlin W 35

Aerodynamik des Fluges

Eine Einführung in die mathematische
Tragflächentheorie

Von **Harry Schmidt**, Prof. an der Staatl. Hochschule für angewandte Technik Köthen, ao. Prof. an der Universität Leipzig.

Groß-Oktav. VII, 258 S. mit 81 Figuren. 1929.
RM 15.—, geb. 16.50

Inhaltsverzeichnis nach den Hauptkapiteln:

Einleitung — Die Grundgleichungen der Hydrodynamik — Wirbelfreie Flüssigkeitsbewegungen — Funktionentheoretische Hilfsmittel — Allgemeine Theorie des Auftriebs unendlich breiter Tragflächen — Spezielle Ausführungen zur Theorie der unendlich breiten Tragfläche — Wirbelbewegungen — Die Prandtlsche Tragflügeltheorie — Literaturhinweise — Register

„...Für Studierende an technischen Hochschulen und Universitäten, sei es für Physiker, Mathematiker oder Ingenieure, ist das Buch eine sehr wertvolle Bereicherung. Es ist vielleicht das eingehendste und doch leicht faßliche Werk über die Aerodynamik des Fluges, das bisher erschienen ist...“

Die Luftwacht. Nr. 2, 1930.

Walter de Gruyter & Co., Berlin W 35

Woyrschstraße 13

Handbuch der neuzeitlichen Wehrwissenschaften

herausgegeben im Auftrage der Deutschen Gesellschaft für
Wehrpolitik und Wehrwissenschaften und unter Mitarbeit
zahlreicher Sachverständiger von

HERMANN FRANKE

Generalmajor a. D.

**Mit einem Geleitwort von Reichskriegsminister
Generaloberst von Blomberg**

4 Bände. Lexikon-Öktav

Im Februar 1936 erschien:

I. Band: Wehrpolitik und Kriegsführung. Mit 81 farbigen und schwarzen Tafeln und 147 Skizzen im Text. **Subskriptionspreis** bei Bezug aller vier Bände gebunden **Rm 32.—**, bei Einzelbezug gebunden **Rm 36.—**. Nach erscheinen aller 4 Bände wird der Preis voraussichtlich auf **Rm 40.—** erhöht.

In Vorbereitung befindet sich Band II: **Das Heer** — Band III: **Kriegsmarine und Luftwaffe** — Band IV: **Wehrwirtschaft und Wehrtechnik**.

Das Werk wird durch Ergänzungshefte vor dem Veralteten geschützt.

„... Vor allem wird die Jugend gern zu dem Handbuch greifen, um sich schon frühzeitig in militärwissenschaftliche Gedankengänge einzufühlen, ehe für sie die Praxis der Militärzeit beginnt. Aber auch die aktiven und die Offiziere des Beurlaubtenstandes, darüber hinaus Wissenschaftler, Techniker, Männer der Wirtschaft und der Presse sowie der Beamtenstand werden das Handbuch zum eisernen Bestand ihrer Bücherei rechnen wollen, da es heute keinen Berufszweig gibt, der nicht von Wehrfragen berührt wird...“ DAG. v. 18. 3. 1936.

Wir liefern Ihnen einen achteitigen Prospekt, der das vollständige Mitarbeiterverzeichnis und Probeseiten enthält, kostenlos.

Walter de Gruyter & Co., Berlin W 35
Woyrschstraße 13

Luftfahrt

in der Sammlung Göschen

Bis jetzt sind nachstehende Bände erschienen:

Deutschlands Luftfahrt und Luftwaffe.

Entwicklung — Leistung — Gliederung — Aufgaben — Berufe. Von H. GEYER, Ministerialrat und Abteilungschef im Reichsluftfahrtministerium.

Mit je einem Geleitwort des Herrn Reichsministers der Luftfahrt und Oberbefehlshabers der Luftwaffe und des Herrn Reichs- u. Preuß. Ministers für Wissenschaft, Erziehung und Volksbildung. (Bd. 1107)

Das Kriegsflugzeug.

Flugzeugarten, militärische und technische Anforderungen. Von Oberleutnant a. D. GEORG W. FEUCHTER und Ingenieur RICHARD SCHULZ. Mit 33 Abbildungen. (Bd. 1108)

Mechanik des Motor- und Segelfluges.

Von Dr. EMIL EVERLING, Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin und Dr.-Ing. habil. HORST MÜLLER, Dozent a. d. Techn. Hochschule Hannover. Mit 42 Abbildungen. (Bd. 841)

Konstruktion der Motorflugzeuge.

Von Dipl.-Ing. HERMANN LANDMANN, Vereinigte Techn. Staatslehranstalten f. Maschinenwesen und für Schiffsingenieure und Seemaschinisten zu Stettin. Mit 100 Abbildungen. (Bd. 1105)

Konstruktion der Segelflugzeuge.

Von Dipl.-Ing. WALDEMAR BEYER. Mit 50 Bildern. (Bd. 1106)

JEDER BAND IN LEINEN GEBUNDEN RM 1.62

Sammelbezugspreise: 10 Expl. = RM 14.40 /
25 Expl. = RM 33.75 / 50 Expl. = RM 63.—

Verlangen Sie das systematische Verzeichnis

WALTER DE GRUYTER & CO., BERLIN W 35
Woyrschstraße 13

Sammlung Göschen Bd. 1106: Beyer, Konstruktion der Segelflugzeuge. Geb. RM 1.62. Verantwortlich für den Anzeigenteil: Kurt Dittrich, Berlin M. A. 6000. Anzeigen nach Tarif 2.

