

Zeitschrift: Schweizerische Bauzeitung
Herausgeber: Verlags-AG der akademischen technischen Vereine
Band: 75/76 (1920)
Heft: 13

Artikel: Aus der Entwicklung des Flugwesens
Autor: Jenny, Hans
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-36439>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. [Siehe Rechtliche Hinweise.](#)

Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. [Voir Informations légales.](#)

Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. [See Legal notice.](#)

Download PDF: 15.03.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>

INHALT: Aus der Entwicklung des Flugwesens. — Wettbewerb für eine Wohnkolonie der Bau- und Wohnungswirtschaft zugerischer Arbeiter und Angestellter in Zug. — Einige Tatsachen betreffend Quecksilberdampf-Gleichrichter. — † E. Bavier. — † E. Brunner-Vogt. — Miscellanea: Heimatschutz und elektrische Leitungen. Eidgen. Technische Hochschule. Glückkopf-Zweitakt-Schiffsmotor von Vickers-Petters. Wettbewerb-Teilnehmer als Preisrichter ihrer eigenen Entwürfe. Jahrbuch für Handwerk

und Gewerbe 1919/20. Rednerkurse für Techniker. — Nekrologie: Theodor Reye. — Konkurrenzen: Erweiterung der Regierungsgebäulichkeiten in St. Gallen. Ausbau des Längsassquartiers in Bern. — Literatur. — Vereinsnachrichten: Schweizerischer Ingenieur- und Architekten-Verein. Bernischer Ingenieur- und Architekten-Verein. Zürcher Ingenieur- und Architekten-Verein. Gesellschaft ehem. Studierender: Stellenvermittlung.

Band 75.

Nachdruck von Text oder Abbildungen ist nur mit Zustimmung der Redaktion und nur mit genauer Quellenangabe gestattet.

Nr. 13.

Aus der Entwicklung des Flugwesens.

Von Hans Jenny, Oberleutnant der Flieger-Abteilung, Zürich.

Wenn man die heutigen Erfolge der Flugtechnik und die gewaltigen Leistungen der Flieger betrachtet, erscheint es fast unfassbar, dass am 20. September 1919 erst 15 Jahre verflossen waren, seit zum erstenmale mit einem motorgetriebenen Flugzeug ein völliger Kreisflug zurückgelegt werden konnte. Es waren die Brüder W. und O. Wright, denen diese Tat weltgeschichtlicher Bedeutung gelang, die gewissermassen das Zeitalter des Maschinenfluges eröffnete. Reiner Wissenstrieb war es, der die beiden Fabrikanten veranlasste, sich darüber zu orientieren, was bis dahin von Theoretikern zur Lösung des Flugproblems ausgeführt worden war. Doch der tragische Tod des deutschen Forschers und Fliegers Otto Lilienthal bewog sie, endgültig auch der praktischen Seite dieser Aufgabe nachzugehen.

Will man die Leistungen und Erfolge des Flugwesens würdigen, so muss man den tapferen Piloten, wie auch den wissenschaftlichen Forschern gerecht werden. Es ist aber schwer zu entscheiden, welche von beiden sich darum mehr Verdienste erworben haben. Jedenfalls aber wäre das durch die Bedürfnisse des Krieges ausgelöste, rasche Ansteigen der Entwicklungskurve nicht möglich gewesen ohne die grundlegenden Arbeiten der Physiker. Sie schafften geistvoll die immateriellen, theoretischen Mittel; willensstarke Männer der Tat verwerteten sie. Beide zusammen, Geist und Wille, verwirklichten das, was, seit Menschen bestehen, deren Wunsch war. Hervorragende Köpfe, denen dieser latente Menschheitswunsch in vervielfachtem Masse zum Bewusstsein kam, gab es zu jeder Zeit; sie nährten den Willen, der Elemente Herr zu werden. Erst unserem Zeitalter aber war es vergönnt, das Prinzip „Schwerer als Luft“ erfolgreich zu lösen.

Analog der Entwicklungsgeschichte der Luftschiffe ist die der Flugzeuge. Zunächst wurde die Massenträgheit überwunden. Der beim Ballon (leichter als Luft) zuerst durch Erwärmung der Luftfüllung, später durch Verwendung von Wasserstoffgas erhaltene Auftrieb wurde beim Flugzeug (schwerer als Luft) durch Ausnutzung des Luftwiderstandes erzielt. Wir erinnern an die Gleitflüge von Lilienthal in Berlin, Hauptmann Ferber in Lyon, Chanute in Chicago, sowie der Gebr. Wright. Die zweite Etappe zeigt sich im Bestreben, sich durch Anwendung motorischer Kraft von den Vorgängen in der Luft unabhängig zu machen. Henry Giffard in Paris (1852) baute als erster eine Dampfmaschine von 3 PS in sein Luftschiff ein und erteilte damit einer Schraube von 3,5 m Durchmesser eine Geschwindigkeit von 100 Uml./min. Die Gebr. Wright anderseits ersetzten als erste bei ihrem Gleitflug-Apparat die vorwärts

bewegende Komponente des Apparatgewichts durch motorische Kraft und erreichten auf diese Weise, am 20. September 1904, den Horizontalflyg.¹⁾

*

Die wesentlichste Frage, die die Theoretiker und Konstrukteure neben dem Motorbau zu lösen hatten, war das Problem des Luftwiderstandes. Noch vor zehn Jahren waren das Verhalten eines Körpers in der Luft, sowie die Vorgänge um einen sich in derselben bewegendem Körper herum noch recht wenig abgeklärt. Sämtliche rein theoretischen Fassungen scheiterten wegen falscher Annahmen oder Nichtbeachtung der wahren Vorgänge in der Natur. Erst seit man diese Verhältnisse besser kennt, kann man zweckmässig konstruieren.

Newton ging bei Aufstellung seiner Luftwiderstandsformel von folgender Hypothese aus: Er zerlegte die Luft in materielle Teilchen, wodurch er

ihr Zähigkeit, Reibung und Stetigkeit absprach (vergl. Abb. 1, S. 140). Dadurch werden die Verhältnisse allerdings einfacher, aber sie entsprechen nicht mehr den wirklichen Vorgängen. Eignet man dem Luftmedium diese Unstetigkeit zu, so kann man im Sinne der Mechanik den Luftwiderstand nach Bestimmung von Grösse, Richtung und Angriffspunkt mathematisch fassen. Die von Newton aufgestellte Formel stimmte aber nicht mit den Erfahrungswerten späterer Experimente überein. Man schritt daher in der Folge zur Vornahme von Versuchen. Die zu untersuchenden Flächen wurden an Stielen, ähnlich den Speichen eines Rades, auf einer Nabe befestigt. Durch ein Vorgelege konnte dieser, auf einem Bock ruhende Rundlauf in beliebige Geschwindigkeit versetzt werden, wobei die Widerstände durch Messapparate bestimmt wurden. Solche Versuche am Rundlauf-Apparat praktizierten Robins (1761), Dines, Langley und noch Lilienthal (1890 bis 1900). Die erhaltenen Resultate waren besser und ziemlich annähernd gleich bei den verschiedenen Forschern, sind aber, verglichen mit neuern Versuchszahlen, infolge verschiedener Mängel der Versuchsanordnung, nicht massgebend. So haben dabei die einzelnen Punkte einer und derselben Platte verschiedene Umfangsgeschwindigkeiten, infolge der verschiedenen Abstände von der Drehaxe, während anderseits sich die Platten nur in der gestörten Kielluft bewegen. Mehrere Forscher nahmen ähnliche Messungen an ihren in natürlicher Grösse erstellten Flug-Modellen in freier Luft vor, so z. B. Lilienthal, dessen Veröffentlichungen über den Gleitflug wegleitend waren. Er war auch der erste, der auf die Ueberlegenheit der gewölbten Fläche gegenüber der ebenen aufmerksam machte. Jüngere Experimentatoren, an erster Stelle Eiffel in Paris, sowie auch

¹⁾ Wir verweisen auf die Arbeit von Carl Steiger «Der gegenwärtige Stand der Luftschiffahrt» in Band LI, Seite 174 (4. April 1908) und 225 (2. Mai 1908).

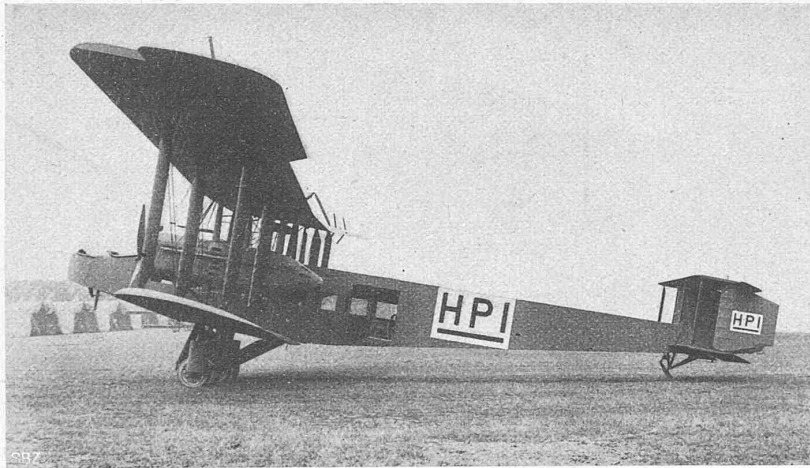


Abb. 11. Englischs „Handley-Page“-Flugzeug für den Passagierdienst London-Paris-Brüssel.

Rateau in Paris, Riabuschinsky in Moskau und Prandtl in Göttingen führen ihre Versuche in aerodynamischen Laboratorien aus, die allen Bedürfnissen genügen.

Ob wir, der Praxis entsprechend, ein Objekt mit bestimmter Geschwindigkeit gegen ruhige Luft bewegen, oder um Versuche mit Verhältnissen, wie sie tatsächlich vorkommen, zu ermöglichen, einen Windstrom gegen das ruhende Objekt bewegen, bleibt sich gleich. Entsprechend diesem Gedankengange wird im aerodynamischen Laboratorium unter Verwendung von Leitschaufeln und Gleichrichtapparaten der von Ventilatoren erzeugte Luftstrom gegen das aufgehängte Objekt geführt. Die Messvorrichtungen stabilisieren die Lage des Versuchsobjektes im Kanal und dienen gleichzeitig zur direkten Bestimmung von Aktion und Reaktion. Schreitet man auf diese Art zur Fest-

stetigem Uebergange. Beide sind von Natur so gebaut, dass sie zu ihrer Fortbewegung in ihrem Medium möglichst wenig Kraft bedürfen; sie haben die Form des geringsten Kraftaufwandes. Ihr Bau ist dem Medium, in den sie sich zu bewegen haben, entsprechend angepasst. Das Verhältnis ihrer grössten Länge zum grössten Durchmesser ist die rationellste Widerstandsform (vergl. Steiger a. a. O. Red.).

Wie sich die Luftwiderstand-Verhältnisse einstellen bei Annahme der Newton'schen Erklärung, zeigt Abb. 1. V. Lössel, der auch am Rundlaufapparat operierte, legte für die gefundenen Widerstände seine Stauhügeltheorie dar. Nach seiner Beurteilung entsteht zufolge der Bewegung vor dem Objekt eine Anstauung toter Luft (siehe Abb. 2 und 3). Beide Erklärungen wurden widerlegt durch die neuern Arbeiten. Nach diesen stellt sich der Verlauf der

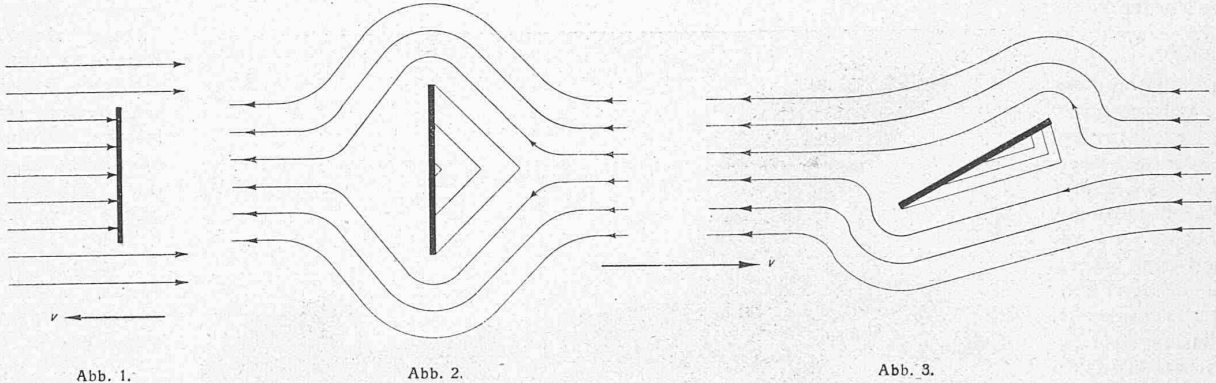


Abb. 1.

Abb. 2.

Abb. 3.

stellung der wirkenden Kräfte, so kann man, verglichen mit früheren Messmethoden, grösster Genauigkeit sicher sein. Die betreffenden Untersuchungen klärten denn auch die komplizierten Vorgänge der bewegten Luft um ein Hindernis herum ab und erlaubten für die Flugzeug-Konstruktion wichtige Folgerungen.

Allen früheren Arbeiten auf diesem Gebiete, sei es den Beobachtungen am Rundlaufapparat, dem direkten Versuch oder der reinen Rechnung, war nie jene Beobachtungsmöglichkeit und Zuverlässigkeit beschieden, die gerade die späteren Laboratoriums-Experimente auszeichnen. Der Hauptmangel aller älteren Versuche und Hypothesen war die Vernachlässigung der Vorgänge hinter der Platte des Modells, was aber nur bei Voraussetzung einer ungestörten Strömung der Luft berechtigt ist (siehe Abb. 1). Spricht man ihr diese Eigenschaft zu, so ist sie nicht zäh, ist ohne Reibung und bildet keine Wirbel nach einem Hindernis. Solche ideale, reibungslose Luft erzeugt auch keinen Widerstand, und jeder Körper, gleich welcher Form, bedarf keines Energie-Aufwandes zur Erhaltung des Strömungszustandes. In dieser skizzierten stationären Strömung schliessen sich die Stromlinien hinter dem Objekte reibungslos in die Lage, in der sie vorher waren (Abb. 2 u. 3). Auch absorbiert diese Strömung keine Energie. Die tatsächlichen Verhältnisse sind aber andere, als die hier geschilderten.

Jedes Medium leistet einem sich in ihm bewegenden Körper Widerstand, der abhängig ist von seiner Dichte und Zähigkeit. Je dichter eine Flüssigkeit ist, umso grösser ist bekanntlich der Kraftaufwand, der nötig ist, um ein Objekt darin zu bewegen. Ebenso wird die Zähigkeit, mit der benachbarte Teilchen aneinander haften, den Widerstand vergrössern. Genaue Verfolgung der Strömungsvorgänge in der Luft ergaben, dass die Zähigkeit der Luft gering ist, aber immerhin nicht derart, dass deren Einfluss vernachlässigt werden dürfte. Das Gleiche ist von der Luftreibung zu sagen. Die Elastizität der Luft bezüglich ihrer Zusammendrückbarkeit darf gleichfalls nicht vergessen werden; jedoch hat sie für die in der Flugtechnik vorkommenden Geschwindigkeiten keine Bedeutung.

Betrachten wir z. B. die Körperformen der Fische und Vögel, so beobachten wir an ihnen nur Linien mit

Strombahnen, wie die Abbildungen 4 und 5 zeigen. Zur Konstruktion der Stromlinien-Bilder wurde mit einem Pitot'schen Rohr, an beliebige Stellen um das Objekt herum, der Strömungsdruck gemessen. Dabei wurde auf der Plattenvorderseite eine Druckwirkung, auf der Rückseite eine durch die Wirbel verursachte Saugwirkung festgestellt.

Nachstehende Hypothese von Prof. Kutta gibt zu den im Laboratorium gemachten unanfechtbaren Versuchen die beste Erklärung über den Charakter der Luftströmung. Gegenstand seiner Untersuchung ist eine gewölbte Platte (vergl. Abbildung 6), die sich parallel zur Sehne oder unter einem Winkel α mit einer Geschwindigkeit v gegen die ruhige Luft bewegt. Um dieses Hindernis herum entstehen Strömungen, verursacht durch die Plattengeschwindigkeit. Diese zerlegt Kutta in die ursprüngliche Strömung v und eine Zirkular-Strömung v_c , die den Gegenstand umkreist. Betrachtet man die Plattenoberseite, so setzt sich die Strömungsgeschwindigkeit zusammen aus dem v der ankommenden Luftfäden und der Geschwindigkeit der Luftfäden v_c , also $v + v_c$. Auf der Plattenunterseite erfährt die Strömungsgeschwindigkeit eine Verminderung um v_c ; sie beträgt somit $v - v_c$. Da der Gesamt-Energie-Betrag unveränderlich ist, haben wir auf der Oberseite infolge der Zunahme der kinetischen Energie eine Abnahme der potentiellen Energie, oder, mit andern Worten, die Druckwirkung auf dem Rücken der Platte wird geringer. Dieser Unterdruck oder Saugwirkung (Σ_s) wirkt im Sinne des Auftriebes. In ähnlicher Weise erleidet der Gesamt-Energie-Betrag auf der Unterseite eine Veränderung, und zwar im Sinne einer Verminderung der kinetischen Energie. Der Ausgleich geschieht zugunsten der potentiellen Energie. Das heisst die Druckwirkung auf der Unterseite wird erhöht und wir haben Ueberdruck (Σ_u). Auch diese Veränderung arbeitet im günstigen Sinne, den Plattenauftrieb erhöhend. Die Grösse dieser Kräfte (Saugwirkung und Ueberdruck) ist abhängig von der Strömung v_c , die an den verschiedenen Stellen der Platte von verschiedener Grösse ist. Sie greifen aber resultierend oben, bezw. unten an einem Punkte des Profils an. In dessen Druckmittelpunkt vereinigen sich $\Sigma_s + \Sigma_u = R$ als totalresultierender Auftrieb. Praktischen Messungen zufolge ist Σ_s der grössere Wert.

Alle diese Erfahrungen ergeben, dass der Luftwiderstand mit dem Quadrate der Geschwindigkeit wächst (Newton), solange die Luftelastizität vernachlässigt werden darf. Bei grossen Geschwindigkeiten (in der Nähe der Schallgeschwindigkeit), die aber für die Flugtechnik nicht in Betracht kommen, wächst der Widerstand der Luft infolge ihrer Zusammendrückbarkeit mit der 3. bis 5. Potenz. Gleichfalls ist erwiesen, dass die Luft vor einem Hindernis sich nicht, wie in Abbildungen 2 und 3 angedeutet, feststaut, sondern unter Wirbelbildung abfliesst (Abb. 4 u. 5), im Gegensatz zur Theorie von Lössel. Mit der Grösse der Fläche nimmt der Widerstand proportional zu.

Für eine senkrecht zu ihrer Fläche bewegte Ebene wird der Widerstand

$$W = \zeta_w \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2$$

Der Wert ζ_w lässt sich durch direkte Messung im aerodynamischen Laboratorium bestimmen. Man nennt ihn

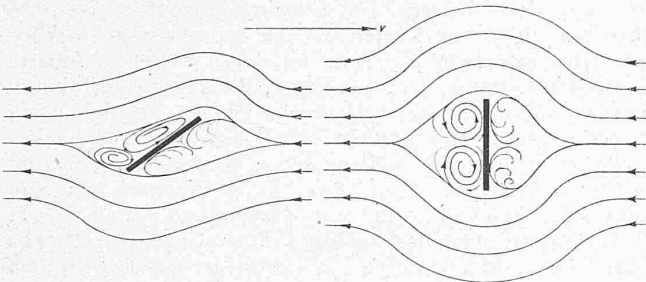


Abb. 4.

Abb. 5.

auch Luftwiderstandsfaktor; er ist bei jedem Körper, für dessen Seiten- und Oberflächenverhältnis und dessen Stellung verschieden. Der spezifische Luftwiderstand $\zeta_w \cdot \frac{\gamma}{g}$ ist der Luftwiderstand in kg für $1 m^2$ Fläche bei $1 m$ Luftgeschwindigkeit in Luft von bestimmter Temperatur und bekanntem Barometerstand. Er wird in der Literatur gewöhnlich mit k bezeichnet und hat die gleiche Bedeutung wie der Erfahrungswert c in der Hydrodynamik.

Bei der Betrachtung der ebenen, senkrecht getroffenen Fläche hat, wie oben erwähnt, die geometrische Form der Fläche, sowie bei Rechtecken das Seitenverhältnis Einfluss auf den Wert ζ_w . Versuche von Eiffel stellen fest, dass eine Kreisfläche den kleinsten, ein Rechteck den grössten Widerstand gibt. Ein guter Mittelwert von ζ_w ist 0,6 (Newton gab ihn zu 1 an, was aber nur für Flächen mit aufgebogenen Rändern, wie z. B. Fallschirme, Gültigkeit hat). Somit wird $\zeta_w \cdot \frac{\gamma}{g} = 0,6 \cdot \frac{1,234}{9,81} = 0,075$ und $W = 0,075 \cdot F \cdot v^2$ für ebene Flächen, senkrecht zur Bewegungsrichtung getroffen. Neigt man die ebene Fläche unter einen Winkel α zur Bewegungsrichtung, so stellen sich die Werte für die Luftwiderstandsziffer anders. Der Winkel α , unter dem die Luftteilchen dann auf die Fläche auftreffen, nennt man den Anstellwinkel (vergl. Abbildung 7). Die meisten Physiker (Newton, v. Lössel, Lord Rayleigh) bemühten sich, W_a in irgend einem mathematischen Verhältnis von W darzustellen. Sämtliche Versuche, auf theoretischer Basis die Grösse von W_a der geneigten oder Drachenfläche zu ermitteln, scheiterten aber, wie einleitend bemerkt, an der Unkenntnis der effektiven Strömungsvorgänge.

Nach den Versuchen von Eiffel wächst das Verhältnis $\frac{W}{W_a}$ bis zu 30° Anstellwinkel mehr oder weniger proportional von 0 bis 1. Zwischen 30° und 40° Plattenneigung ist $\frac{W}{W_a} > 1$. Das heisst, dass der Widerstand einer Fläche, wenn sie einen Anstellwinkel α zwischen 0 und 30° hat, kleiner ist, als wenn sie vom Luftstrom senkrecht getroffen würde. Von 30° bis 37° wächst $\frac{W}{W_a}$ weiter, um aber nach-

her wieder zu fallen. Ebene Flächen quadratischer Form ergeben bei $\alpha = 37^\circ$ einen Widerstand $W_{\alpha 37} = 1,45 W$, oder mit andern Worten, bei einem Anstellwinkel von 37° gibt diese Fläche fast 50% mehr Widerstand, als wenn sie senkrecht getroffen würde. Auf diese Erfahrung Eiffels wollte ich schon hier hinweisen, denn sie zeigt, dass z. B. Steuerausschläge am Flugzeug, die grösser als dieser günstige Winkel sind, keine Verbesserung der Steuerwirkung ergeben, sondern im Gegenteil eine Verschlechterung bedeuten. Dieser oben charakterisierte totale Widerstand W_a , den eine angeblasene Fläche bewirkt, wie es beim Flügel einer Flugmaschine zutrifft, hat bei der geneigten Ebene seine Richtung senkrecht zu dieser. Er ist somit in seine Vertikal- und seine Horizontalkomponente zu zerlegen. Es ist dann der Auftrieb oder die Hebekomponente:

$$W_a = W_a \cdot \cos \alpha = A,$$

der Rücktrieb oder nützliche Flugwiderstand

$$W_r = W_a \cdot \sin \alpha = R.$$

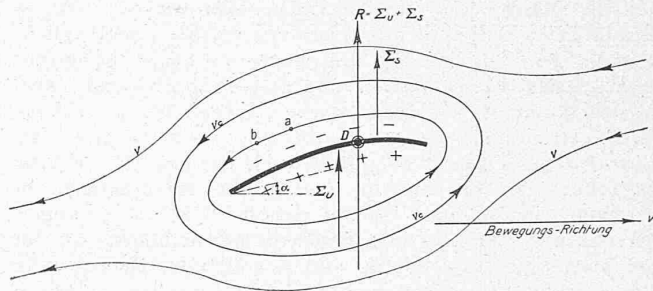


Abb. 6.

Für den Flugzeugbau wird aber nicht nur W_a , sondern auch W_r direkt empirisch bestimmt mit den entsprechenden Koeffizienten ζ_a , ζ_r und ζ_w . Diese Messungen müssen für jedes Profil (z. B. Flügel, Streben) und dessen verschiedene Anstellwinkel vorgenommen werden. Sind Auftrieb und Rücktrieb, wie erwähnt, direkt gemessen und sind die zugehörigen Widerstandskoeffizienten ermittelt, so erscheinen sie dann in der Form:

$$\text{Rücktrieb: } R = W_r = \zeta_r \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2$$

$$\text{Auftrieb: } A = W_a = \zeta_a \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2$$

Werden nun für ein bestimmtes Flügelprofil die Grössen R und A berechnet, so wird bald ersichtlich sein, ob der Auftrieb eines Apparates ausreicht, das Gewicht G bei horizontaler Bewegungsrichtung zu überwinden, und es folgt daraus die Erklärung des Flugproblems „schwerer als Luft“ (vergl. Abbildung 8).

- Ist $W_a < G$, so sinkt die Platte,
- „ $W_a = G$, so schwebt die Platte,
- „ $W_a > G$, so steigt die Platte.

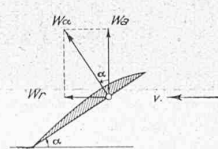


Abb. 7.

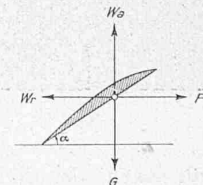


Abb. 8.

Der nützliche Flügelwiderstand W_r muss bei der gleichförmigen horizontalen Bewegung der Fläche dauernd durch eine Vortriebskraft (Propeller) überwunden werden. Diese wird im Gleitflug durch das Apparategewicht G ersetzt.

Zur Qualifikation eines Flügelprofils ist das Verhältnis $\frac{\zeta_a}{\zeta_r} = \epsilon$ massgebend, das man Gütegrad des Profils nennt. Man wird zur Konstruktion nur Flächen verwenden, die ein möglichst grosses ζ_a bei möglichst kleinem ζ_r auf-

weisen. Sind die Versuche für eine Tragfläche für alle Anstellwinkel durchgeführt und graphisch verarbeitet, so lässt uns die Kurve den günstigsten Anstellwinkel erkennen. Der zum Kulminationspunkt gehörige Winkel wird bei der Verwertung des Profils einzig in Betracht fallen. Für ebene Flächen beträgt α je nach dem Seitenverhältnis 4° bis 6° .

Nachdem Grösse und Richtung des gesamten Luftwiderstandes gegeben sind, muss noch der Angriffspunkt bekannt sein. Besitzen die zu untersuchenden Flächen eine in der Bewegungsrichtung gelegene Symmetrie-Ebene, was z. B. für Flügel zutrifft, so liegt der Angriffspunkt in dieser. Für eine senkrecht getroffene Platte fällt er mit dem geometrischen Mittelpunkt, Schwerpunkt und Druckmittelpunkt zusammen. Wird aber eine solche Ebene gegen den Strom geneigt, so wandert er nach dem Gesetz von Avanzini gegen die angeblasene Kante hin.

Wenn die aerodynamischen Untersuchungen an Flächen über rein theoretische Erwägungen hinausgehen, d. h. der angewandten Flugtechnik dienen sollen, so ist auf die Mängel der ebenen Fläche hinzuweisen. Da sie absolut keine Stromlinienform aufweist, ist ihre Unzulänglichkeit für den Flug in jeder Beziehung leicht zu beweisen. Ihre scharfe Eintrittskante, unelastische Form und harte Austrittskante veranlassen starke Wirbelbildung, sodass ihr Rücktrieb im Verhältnis zum Auftrieb viel zu gross ist. Lilienthal wies zuerst auf die Vorteile der gewölbten Fläche gegenüber der ebenen hin, und prüfte sie praktisch im natürlichen Winde. Bei der gewölbten Fläche gelangen die gleichen Versuch- und Beobachtungsmethoden wie bei der ebenen in Anwendung, und es gelten für sie ebenfalls alle Gesetze, mit Ausnahme des Avanzinischen. Genaue Messungen beweisen ihre grosse Ueberlegenheit. Der Rücktrieb ist nur unwesentlich grösser als bei der ebenen Fläche, wogegen der Auftrieb erheblich wächst. Eine Zunahme, die also den Gütegrad ϵ verbessert. So gibt z. B. schon Lilienthal folgende Zahlen: für ein ebenes Flügelprofil $\epsilon = \frac{c_a}{c_r} = \frac{28}{12} = 2,3$, und für eine gewölbte Fläche mit dem Wölbungsverhältnis $\frac{\text{Pfeilhöhe } f}{\text{Flügel-Tiefe}} = \frac{1}{12}$ ein $\epsilon = \frac{68}{14} = 4,8$.

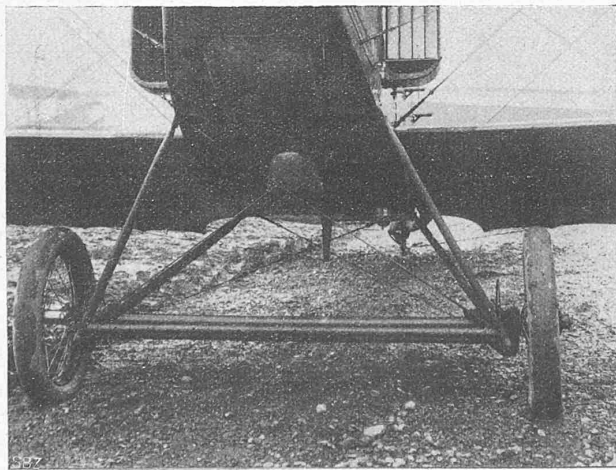


Abb. 9. Fahrgestell mit Luftreifen-Rädern.

Das will sagen, dass der Gütegrad der gewölbten Fläche doppelt so gross ist, als der der ebenen Fläche. Natürlich stellen sich diese Zahlen für jedes Profil anders, je nach dessen Form. Im weitem muss man darauf achten, ob z. B. ein Profil für eine schnelle Jagdmaschine, also auf möglichst geringen Widerstand gebaut werden soll, oder ob grosse Steigfähigkeit (z. B. für ein Beobachterflugzeug) Hauptbedingung ist, und daher ein gewisser unvermeidlicher Mehrwiderstand in Kauf genommen werden muss. Man tut gut, bei Beurteilungen von Flügelprofilen jeweils den *ganzen* Apparat im Auge zu behalten. So hat z. B. einer der neuesten englischen Spad-Typen ein sehr flaches

Profil mit sehr scharfer Eintrittskante, während der von den Franzosen während der ganzen Kriegszeit verwendete Nieuport-Typ ein viel stärker gewölbtes Profil mit typisch elliptischem, stumpfem Lufteintritt aufweist. Und doch waren beides anerkannt leistungsfähige Kampf-Flugzeuge. Das gleiche Ziel konnte auf verschiedenen Wegen erreicht werden dank der Variationsmöglichkeit am Flügel-Profil.

*

Den vorgehenden theoretischen Andeutungen soll nun eine Beschreibung des Baues und eine Besprechung der Eigenschaften der Flugzeuge folgen.

Die gegenwärtig bekannten und verwendeten Flugmaschinen sind der Klasse der *Drachensflieger* zuzuteilen. Durch Ausnützung des totalen Widerstandes erlangen sie eine Hebekomponente. Alle übrigen Gruppen, wie z. B. die *Schwingenflieger*, haben sich als unbrauchbar erwiesen. Diese gehen im Prinzip dahin, Auftrieb und Vorwärts-Bewegung durch Schwingbewegungen der Flügel zu bewerkstelligen. Wie bekannt bearbeitete schon Leonardo da Vinci das Problem des Schwingenfliegers. Da sich aber nur die erstgenannten bei der Erprobung als wirklich brauchbar erwiesen, war man mit deren weiterem Ausbau besonders bestrebt. Drachensflieger, die über keinen, durch Kraftmaschinen erzeugten Vortrieb verfügen, wurden *Gleitflieger* genannt. Sie können daher auch nur zum Niedergleiten von erhöhten Stellen aus in Anwendung gebracht werden. (J. Degen, Wien 1812; F. H. Wenham, England 1866; O. Lilienthal, Berlin 1896; Hauptmann Ferber, Lyon; P. S. Pilcher, engl. Marine-Ing., 1896; Chanute, Chicago 1902; Gebr. Wright 1903). Die Gleitflieger mit eingebautem Motor sind die Vorgänger des modernen Flugzeuges.

Die Hauptteile eines Flugzeuges sind das Fahrgestell mit Rädern oder Schwimmer, der Rumpf mit dem Vortrieb- und Steuerorgan und die Tragflächen. Das *Fahrgestell* (Abbildung 9), auf dem der Apparat auf dem Boden ruht, richtet sich im Ausmass und Bau in der Hauptsache nach dem Gewicht des Apparates. Besondere Flugeigenschaften bezüglich Start und Landung, sowie der Charakter des Landungsgeländes müssen ebenfalls berücksichtigt



Abb. 10. Abfederung der Radachse mittels Gummibändern.

werden. Es sind nämlich die Reibungskoeffizienten für Gummi auf Gras, Sand oder Sumpf verschieden, sodass demzufolge auch die Abbremsung und die Beanspruchungen der Fahrgestell-Konstruktionen andere sind. Für den Start, die Landung und das Rollen auf dem Boden sind Räder zur Fortbewegung des Apparates erforderlich. Es werden insbesondere Luftreifen-Räder mit gepressten Stahl- oder Eisenfelgen und Speichen verwendet. Die Räder werden nicht nur radial, sondern, da kein Drehgestell vorhanden ist, auch axial beansprucht, so z. B. in Kurven. Holzräder, wie sie seinerzeit in Deutschland infolge Gummimangels verwendet wurden, genügten letzterer Anforderung nicht,

was viele Radbrüche zur Folge hatte. In unebenem Gelände sind hohe, stossmildernde, für sandigen oder sonst weichen Boden breite, das Einsinken verhindernde Räder wünschenswert. Bei grossen Apparaten werden zur Vermeidung zu grosser Radabmessungen vier Räder verwendet (vergl. Abb. 11, S. 139). Zwecks Verminderung des schädlichen Widerstandes werden die seitlichen Speichenflächen überspannt. Eiffel gibt z. B. für ein Rad von 610 mm Durchmesser und 77 mm Breite die in nachstehender Tabelle aufgeführten Widerstandskoeffizienten an; die entsprechenden Verluste an Vortriebskraft sind dort ebenfalls angegeben.

Der Uebergang vom Rollen ins Schweben beim Start einerseits, und im umgekehrten Verhältnis bei der Landung andererseits, erfolgt theoretisch kontinuierlich. Praktisch ist aber mit Bodenunebenheiten und Windstössen zu rechnen. Auch werden bei der Landung nie beide Räder im gleichen Moment den Boden berühren. Um diese Schläge nicht auf die ganze Maschine überzuleiten, ist eine *Abfederung* vorgesehen. Die auf das Fahrgestell übertragene Last des Flugzeuges wird entweder durch Stahlbandfedern oder durch Gummiringe an der Rad-Achse aufgehängt (Abbildung 10), oder durch pneumatische oder Glyzerin-Stossdämpfer (Abb. 11, Seite 139) darauf abgestützt. Damit bei allfälligem Versagen der Abfederung das Fahrgestell nicht mit der ganzen Wucht in den Boden hineinfährt, ist eine

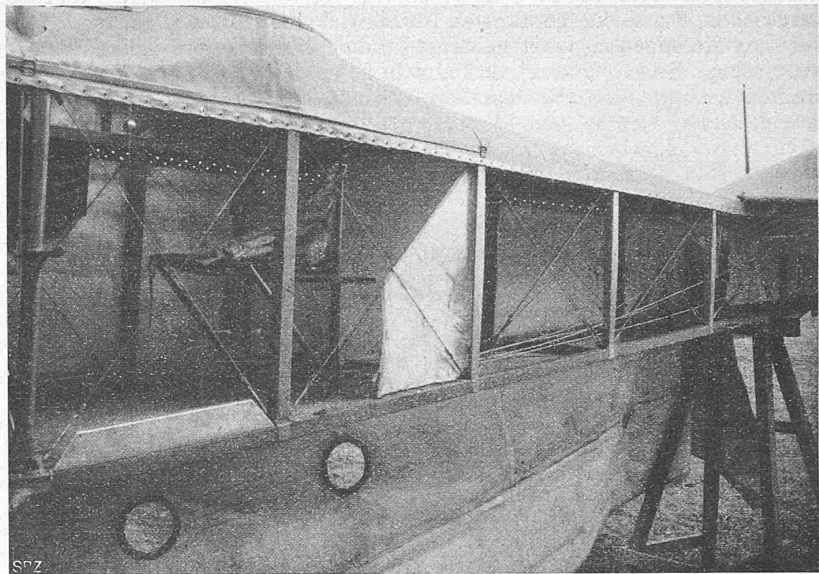


Abb. 13. Gitterträger-Rumpf mit Leinwand-Ueberdeckung. Links der Beobachter-Sitz.

einer Landung empfindlichere Teile des Apparates defekt würden, ohne dass deren Zerstörung sichtbar wäre, diese sich aber dann im Fluge mit allen Konsequenzen äussern würde. Ist aber das Fahrgestell der schwächste Teil, so wird ein allfälliger Bruch in sichtbarer Weise zutage treten und ein weiteres Fliegen unmöglich sein.

Als gleichfalls zum Fahrgestell gehörend ist der am Rumpfe eingebaute *Sporn* zu nennen (Abb. 11 und 12). Er verhindert das Schleifen des Rumpfes und der Höhensteuer am Boden. Zugleich wirkt er als Bremse, indem er die Ausrollstrecke bei der Landung verkürzt, und gibt der Maschine Längsführung am Boden.

Mit dem Fahrgestell fest verbunden ist der *Rumpf*, in dessen vorderstem und mittlerem Teil Motor, Pilot und Begleiter Raum finden, und an dessen hinterem Ende Höhen- und Seitensteuer angebracht sind. Die bezügliche Platzverteilung im Rumpf variiert je nach dem Zweck. In dieser Entwicklung entschieden die Kriegserfahrungen besonders zugunsten der oben erwähnten Reihenfolge; die Verlegung des Motors in den vordersten Teil des Rumpfes wurde überall durchgeführt. Die z. B. von Farman gewählte Anordnung mit dem Pilot an vorderster Stelle hatte jedenfalls alle Vorzüge für diesen, schloss jedoch die Gefahr in sich, dass bei geringen Unfällen am Boden der Motor mit Stosspropeller auf den Piloten fiel. Bei den modernen Riesen-Flugzeugen (siehe z. B. Abb. 11, S. 139) sind der Pilot der Sicht halber am Kopf, die zwei Motoren seitlich angeordnet.

Allgemein unterscheidet man zwei Rumpffarten, nämlich *Gitterträger-* und *Fournier-Rumpf*. Der Gitterträger-Rumpf besteht aus vier Holmen (Längshölzern), mit Streben-Abstützung und -Versperrung, die dann unter sich wieder, und in jeder Ebene, mit Eisendraht diagonal verspannt sind (Abb. 13). Diese Verspannung ist

erforderlich, weil der Rumpf durch das Drehmoment des Propellers auf Torsion, durch die Steuerwirkung und durch das Eigengewicht der Maschine auf Biegung, und durch den Rücktrieb und den schädlichen Widerstand gegenüber der Zugkraft des Propellers auf Zug beansprucht wird. Gleichzeitig bieten die Verspannungsdrähte Gelegenheit, allfällige Deformationen durch das Arbeiten des Holzes oder infolge

Rad	Widerstands-Koeffizient	Wirksame, schädliche Fläche	Widerstand in kg bei 25 m/stk
unbespannt	$\zeta_w \frac{\gamma}{g} = 0,065$	0,047 m ²	1,90 kg
bespannt	$\zeta_w \frac{\gamma}{g} = 0,032$		0,94 kg

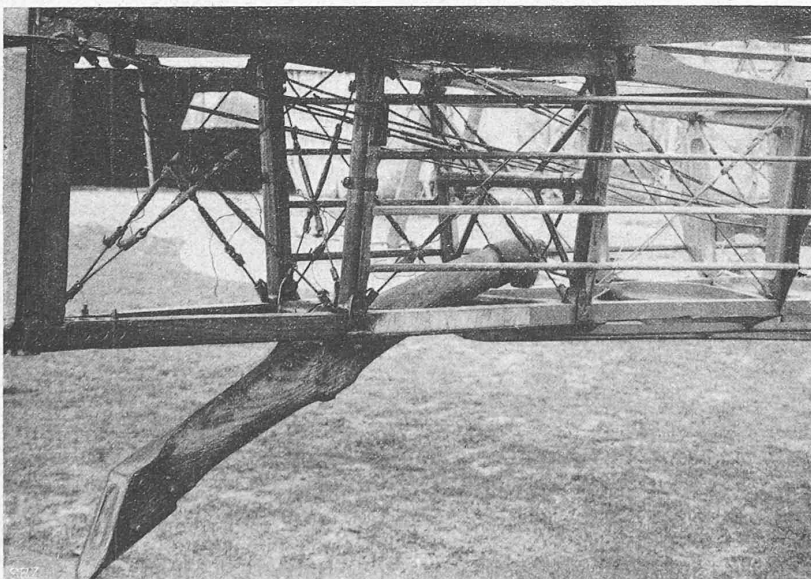


Abb. 12. Sporn am hinten Ende eines Flugzeugrumpfs amerikanischer Bauart.

Sicherung durch einen Stahlbügel vorgesehen, der dann die elastische Abfederung ersetzen muss.

Das gesamte Fahrgestell ist mit vier- bis fünffacher Sicherheit gebaut, während der Rumpf und die Flügel mit den Koeffizienten 5 bis 6 berechnet sind. Wäre die Sicherheit für den ganzen Apparat durchwegs die gleiche, so könnte der Fall eintreten, dass z. B. beim Start oder

brücker Landung gut zu verbessern. Unterlässt man solche Ausgleichungen, so zeigt sich diese Nachlässigkeit in Form einer Aenderung des Gleichgewichtszustandes des Apparates; seine Steuerwirkung verändert sich und er wird entweder „Kopf“- oder „Schwanz“-lastig, links- oder rechts-gängig. (Forts. folgt.)

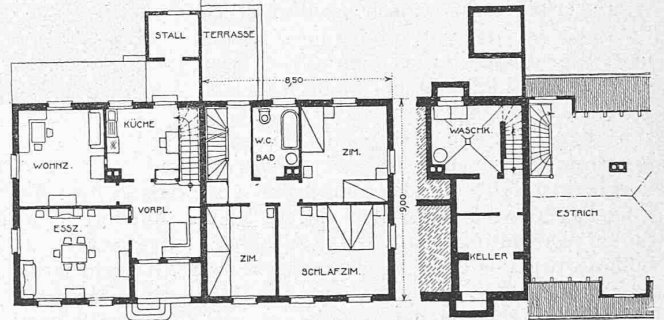
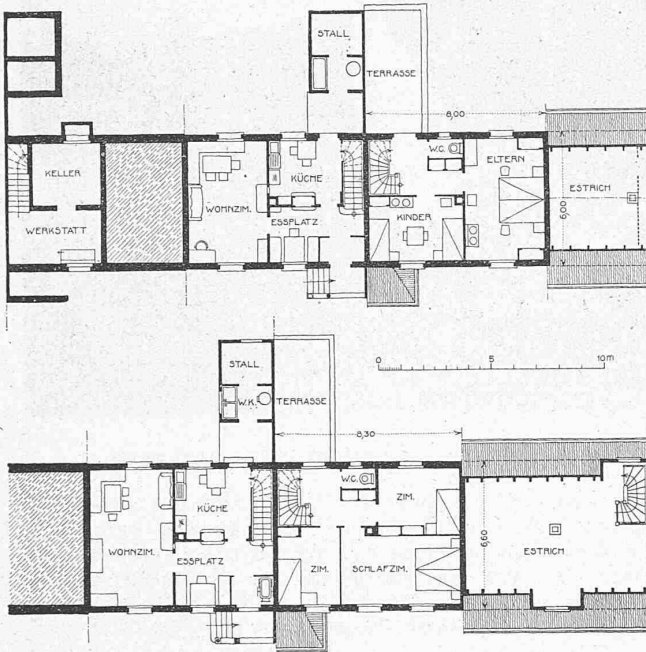
Wettbewerb für eine Wohnkolonie der Bau- und Wohngenossenschaft zugerischer Arbeiter und Angestellter in Zug.

Aus dem Bericht des Preisgerichts.

(Schluss von Seite 135.)

Nr. 79. *Breite Typen.* Die selbständige Aufteilung des Baugeländes erfolgt durch eine gut ausgebildete Mittelaxe, die auf die öffentlichen Gebäude zuläuft. Die Bebauung des umliegenden Gebietes lässt sich vollständig unabhängig und zwanglos anschliessen. Die Hauptquerstrasse ist zu wenig bebaut. Die zweckmässigen Grundrisse für die Haustypen mit schönen grossen Stuben verschaffen dem Projekte den Vorzug, andererseits ist der Entwurf stark beeinträchtigt durch die reizlose Architektur.

III. Rang, Entwurf Nr. 79. — Verfasser: Alois Vonmoos, Arch., Luzern.



Bebauungsplan 1:3000. — Grundrisse des Dreizimmer- (ob.n), Vierzimmer- (links) und Fünzimmer-Hauses (rechts). — 1:300.

