

**F. Bendemann: Der heutige Stand  
der Flugtechnik in Theorie und Praxis.**

**Sonderabdruck aus der Zeitschrift  
des Vereines deutscher Ingenieure.**

===== Jahrgang 1910, Seite 786. =====

**Fachgebiet: Luftschiffahrt.**

Preis für Mitglieder . . . 0,90 Mk.

Preis für Nichtmitglieder 1,80 Mk.

Portozuschlag für das Ausland 0,05 Mk.

ISBN 978-3-662-24320-6  
DOI 10.1007/978-3-662-26437-9

ISBN 978-3-662-26437-9 (eBook)

## Der heutige Stand der Flugtechnik in Theorie und Praxis.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann,

Geschäftsführer des Sonderausschusses für Flugtechnik der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

(Nach einem im Berliner Bezirksverein gehaltenen Vortrag.)

Henry Farmans erster Kreisflug über 1 km im Januar 1908 und Wilbur Wrights geschichtliche Flüge auf dem denkwürdigen Felde von Auvours bei Le Mans im Frühsommer desselben Jahres bezeichnen den Ausgangspunkt einer raschen Entwicklung, die schon im Herbst 1909 einen gewissen Höhepunkt erreichte, als eine stattliche Zahl erfolgreicher Flieger sich in der großen Flugwoche von Reims<sup>1)</sup> zu großartigem, bis jetzt nirgends überbotenen Wettkampf zusammenfand.

Soviel auch schon darüber geschrieben ist, können wir die Vorgeschichte dieser Entwicklung hier doch nicht ganz übergehen. Deutschland und die deutsche Ingenieurwelt haben in den entscheidenden Jahren nur merkwürdig wenig Anteil daran genommen. Manche Stimmen aus dem Auslande wollen das sogar als ein Zeichen von Schwäche und Rückständigkeit der deutschen Technik deuten. Selbst in Deutschlands breiterer Öffentlichkeit weiß man noch zu wenig davon, daß gerade ein deutscher Ingenieur es war, der den entscheidenden Anstoß gegeben hat und in wissenschaftlicher und praktischer Hinsicht führend vorausgegangen ist.

Gewiß, Deutschland hat sich hierin überholen lassen. Wir sind längere Zeit in einem Vorurteil gegen flugtechnische Bestrebungen befangen gewesen, das den jungen Ingenieur abschreckte; man wäre als hoffnungsloser Schwärmer aufgegeben worden. Aber nicht anders ging es auch der Ingenieurwelt im Auslande. Der große Erfolg ist überhaupt nicht aus den Händen berufener Fachmänner, sondern von Laien ausgegangen.

Denn selbst Wilbur und Orville Wright können wir nicht eigentlich als Ingenieure ansprechen. Sie haben keinerlei technische Fachschulung genossen. Feingebildete Söhne eines Geistlichen aus altangesehener angelsächsischer Familie, waren sie jahrelang Zeitungsdrucker und -schreiber, dann — echt amerikanisch — Fahrradhändler und -fabrikanten, und nur aus Büchern haben sie die technischen und wissenschaftlichen Kenntnisse gesammelt, die ihr Werk in jedem Zuge verrät. Nicht in Deutschland nur, nein auch in England, Frankreich und in dem vorurteilslosen Amerika selbst hatte die gesamte Fachwelt sich zu sehr von des Gedankens Blässe einspinnen lassen, um den großen Erfolg auch nur zu glauben, der wirklich schon Ende 1903 erreicht, Anfang 1904 aller Welt feierlich verkündet wurde<sup>2)</sup>. Und so geschah das Merkwürdige, daß selbst die großen amerikanischen Zeitungen, die sich sonst rühmen, die bestunterrichteten der ganzen Welt zu sein, noch bis zum Jahre 1908 nichts von

dem wissen wollten, was (in 1904/05) doch hunderte von Bürgern der Stadt Dayton mit Augen gesehen hatten. Wie konnten wir da anders, als jene erstaunliche Kunde für einen amerikanischen Bluff halten.

Es bedurfte erst des leichter beweglichen Geistes »hurtiger« Franzosen, um durch kleine eigene Erfolge der Welt die Möglichkeit handgreiflich zu machen und die Meister aus der merkwürdigen Verborgenheit hervorzulocken, in der sie sich geschäftlicher Rücksichten halber jahrelang zurückhielten.

Währendem hat Deutschlands technische Energie nicht geschlafen. Es hat sich im Gegenteil — Dank der Initiative glänzender Vorkämpfer, die alle Welt kennt — in stiller, stetiger Arbeit die unbestrittene Führung in der praktischen Luftschiffahrt gesichert. Deutschland hat erst das Luftschiff fertig gemacht, oder ist noch dabei, es fertig zu machen, während unsre schnellfertigen Nachbarn es im Grunde schon wieder aufgegeben haben. So hat gerade der Ernst und die Gründlichkeit deutscher Arbeit uns einige Zeit gehindert, dem kühnen Zuge zu folgen, dessen technische Berechtigung freilich in unserem Nachbarlande früher gewürdigt wurde.

Von einem einzelnen Manne ausgehend, dem verdienstvollen Hauptmann Ferber, drang in Frankreich seit 1904 eine Bewegung allmählich in breitere Schichten vor, die sichere Erkenntnis verbreitend, daß die Erfindung des Fliegens vor der Tür sei und unfehlbar in kurzem erfolgen müsse.

Es war wirklich so. Man mußte es damals eigentlich sehen, daß sämtliche nötigen Bestandteile zum Fliegen da waren und daß es nur auf die Tat ankam.

Die Bestandteile waren geliefert einerseits von der rasch erwachsenen Kraftwagentechnik in Gestalt der leichten und starken Verpuffungsmaschine; anderseits aber und in ihrem entscheidenden Teile von jenem deutschen Ingenieur, den wir zu den Unrigen rechnen dürfen, den viele aus unserm Kreise gekannt haben, und der noch in unsrer Mitte sein würde, wenn nicht die Aufgabe, der er sich geweiht hatte, zu früh sein Leben als Opfer gefordert hätte. Otto Lilienthal hat den Anteil Deutschlands, der deutschen Ingenieure, an der Begründung der Fliegekunst für alle Zeiten in ehrenvollster Weise gewahrt. Ihm verdankt die Welt, um es kurz zusammenzufassen, die folgenden drei Fortschritte von entscheidender Bedeutung:

1) die Erfindung des gewölbten Flügels, den seitdem alle Flugtechniker anwenden, den experimentellen Nachweis seiner Ueberlegenheit über ebene Tragflächen und die ersten noch bis heute fast allein dastehenden wissenschaftlichen Messungen der Luftkräfte an solchen Flügeln;

2) die Erfindung des Gleitfluges, jenes Verfahrens, durch allmähliche Uebung mit einfachsten Apparaten das Fliegen

<sup>1)</sup> s. Z. 1909 S. 1556.

<sup>2)</sup> Illustrierte Aeronautische Mitteilungen 1904 S. 197. Am 17. Dezember 1903 hatten die ersten vier Flüge mit Motor stattgefunden, der längste von 59 sk Dauer über 250 m gegen einen Wind von 10 bis 11 m/sk.

zu lernen und die Flügelwirkung zu erproben, im Gegensatz zu dem vorher stets allein verfolgten, immer wieder gescheiterten Versuch, mit einer fertigen Flugmaschine plötzlich aufzulegen und die nötige Geschicklichkeit in einem Augenblick erwerben zu wollen. Nur durch Lilienthals Verfahren ist die schließliche Überwindung der Anfangsschwierigkeiten möglich geworden;

3) den praktischen Beweis der Möglichkeit des Fliegens durch tausende von erfolgreichen Gleitflügen von den 70er Jahren an bis zu seinem Tode 1896.

Es ist bekannt, wie sich an Lilienthal mit seltener Härte das Wort von dem Propheten bewährt hat, der nichts gilt in seinem Vaterlande. Wir stehen beschämt, daß keiner aus unsern Reihen die volle Bedeutung seines Schaffens und seines Todes tatkräftig erfaßt und sein Werk fortgeführt hat. Aber wir dürfen uns doch sagen, wenn wir den damaligen Bericht in dieser Zeitschrift nachschlagen<sup>1)</sup>, daß es kein eigentliches Mißverstehen, nicht, wie man im Auslande öfter behauptet, geringschätzigen Hochmut gegen ihn bei uns gegeben hat. Was bei uns das Entstehen einer Lilienthalschen Schule hinderte, war gerade die Nähe selbst, aus der seine Freunde und vor allem sein treuer Bruder und Mitarbeiter, der jetzt 60jährige Baumeister Gustav Lilienthal, sein erschütterndes Ende erlebten; dann aber auch die zu jener Zeit tatsächlich noch bestehende dingliche Unmöglichkeit, ganz ans Ziel kommen; denn die Entwicklung des Motors war damals, 1896, noch längst nicht weit genug gediehen<sup>2)</sup>.

»Wilbur Wright saß am Krankenbette seines Bruders Orville, als der Draht die Nachricht von Otto Lilienthals Tode nach Amerika brachte. Wilbur nahm sogleich die Bücher vor, die er (von früheren, vorübergehenden Neigungen her) über die Flugfrage besaß. Noch der andre Morgen fand ihn lesend und zeichnend. Er suchte sich klar zu machen, wodurch Lilienthals Sturz verursacht sein möchte und wie solches zu vermeiden wäre. Noch am selben Tage bestellte er weitere Bücher über den Gegenstand. Er war für immer für die große Aufgabe gewonnen. Bald hatte er auch den jüngeren Bruder dafür eingenommen. So hat der Tod des deutschen Meisters unmittelbar, wie das Blut des Märtyrers, für die große Sache gewirkt.«<sup>3)</sup>

Mit hingebender Treue denken die sieggekrönten Brüder Lilienthals noch heute. Oftmals hat Wilbur in Frankreich und England warme Worte von ihm als seinem Vorbild und Lehrer gesprochen; und bei einer Feier im Kreise deutscher Flugtechniker hörten wir in Berlin aus Orvilles Munde schlichte und ergreifende Worte zu seinem Gedächtnis.

Richtige Würdigung hat Lilienthal zuerst bei Oktave Chanute gefunden, dem Altmeister der amerikanischen Flugfreunde<sup>4)</sup>. Das eifrigste und beredteste Zeugnis seiner unvergänglichen Verdienste finden wir aber bei niemand anderm als dem schon genannten Hauptmann Ferber, dem Vater der französischen Fliegerschule, dem unermüdeten und selbstlosen Schrittmacher jener französischen Bewegung, der, 1898 durch eine Nummer der »Illustrierten Zeitung« zufällig aufmerksam gemacht, in Europa der erste war, der die volle Bedeutung Lilienthals erkannte und mit begeistertem Drängen

<sup>1)</sup> Z. 1896 S. 996.

<sup>2)</sup> Charles Renard, dem das französische Luftschiff seine Entwicklung verdankt, sagt auf Grund seiner Versuche und Berechnungen (Comptes rendus 3. XII 1903):

»Die Lösung der Flugfrage durch den Aeroplan wird möglich von dem Tage ab, wo das Einheitsgewicht des Motors bei 7 kg für 1 PS ankommt.«

Wie sich die Entwicklung diesem Punkte näherte, spricht Ferber aus (»L'Aviation« 1908 S. 61): Man konnte für 100 kg Motorgewicht haben

	3	6	12	24 PS
Im Jahre	1900	1903	1904	1905

»Sobzusagen eine geometrische Reihe!« Ferber pflegte deshalb seine Berichte zu schließen: »Da der Aeroplan mit jedem Jahre seine Kraft verdoppelt, ohne an Gewicht zuzunehmen, und da das aller Welt zu Gebote steht, so fliegt bald jemand; das ist tödlicher.«

Die Brüder Wright freilich hatten sich den leichten Motor (16 PS auf 63 kg) schon 1903 selbst geschaffen und flogen damit.

<sup>3)</sup> Heinrich Adams: »Flug«, S. 29.

<sup>4)</sup> O. Chanute: Progress in flying machines, New York 1899 S. 201 u. f.

in Frankreich den Stein ins Rollen brachte. Sein Büchlein »Pas à Pas, Saut à Saut, Vol à Vol« machte weite Kreise mit der Lilienthalschen Art des Fliegenlernens vertraut, die jene Aufschrift treffend kennzeichnet. Alle die heute so berühmten Namen: Santos Dumont, Blériot, Voisin, Levavasseur usw., und ihre opferfreudigen Gönner, die Archdeacon, Deutsch de la Meurthe, Gastambide u. a., sind so für die Sache gewonnen worden. Es ist eigen, daß Ferber kürzlich seinem Meister auch im Tode gefolgt ist; ähnlich wie bei Lilienthal hat eine Zufallslaune gerade diesem wertvollen Leben ein jähes Ende bereitet. Seine ausgezeichneten theoretischen Arbeiten, besonders über die schwierige Frage der Stabilität der Aeroplane, sichern seinem Namen bleibende Bedeutung. Sie sind zusammengefaßt und ergänzt in seinem letzten Buche »L'Aviation«, das zugleich die beste geschichtliche Darstellung der Entstehung der Fliegekunst bietet. Es ist durchzogen von dem Wunsche, Lilienthals Bedeutung ins rechte Licht zu bringen. Getragen von geschichtlichem Ernst und reiner Liebe zur Sache, liest es sich doch wie eine Erzählung von ungemein spannendem Reiz. Leider ist es nicht in deutscher Ausgabe erschienen. Es fehlt auch bei uns gewiß nicht an geschichtlichen Darstellungen. Meist aber verschwinden darin die großen Züge unter einer Menge minder bedeutender Tageserscheinungen<sup>5)</sup>.

Ich habe besonders Lilienthals wegen geglaubt, in aller Kürze etwas von dieser Vorgeschichte sprechen zu sollen. Denn Lilienthal ist in Deutschland bei weitem noch nicht so bekannt und gewürdigt, wie er es wahrlich in seinem Vaterlande sein sollte. Zuerst als Angestellter bei C. Hoppe in Berlin, später als Inhaber einer eigenen, noch heute unter seinem Namen bestehenden Maschinenfabrik<sup>6)</sup>, von der noch seine ursprünglich für Flugzwecke bestimmten, dann erfolgreich im Kleingewerbe eingeführten leichten Dampfkessel hergestellt werden, hat dieser ungemein vielseitig tüchtige, echt deutsche Ingenieur nur in seinen Mußezeiten und ganz aus eigenen Mitteln jene durchschlagenden Flugversuche und die vortrefflichen wissenschaftlichen Messungen über Flügelwirkung u. a. ausgeführt, deren Ergebnisse in seinem, noch heute für jeden Flugtechniker unentbehrlichen, seiner Klarheit und vortrefflichen Sprache wegen vorbildlichen Buche »Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst« niedergelegt sind<sup>7)</sup>.

Es ist kein Zweifel, daß die Geschichte seinen Namen weit emporheben wird über andre, die heute gewiß auch wohlverdient, aber doch wohl etwas überreichlich gesperrte Lorbeeren pflücken, und deren augenblicklich überragender Glanz uns den rechten Maßstab für die absoluten Werte ihrer technischen und wissenschaftlichen Leistungen merklich verschoben hat. Jedenfalls, meine ich, ist es uns deutschen Ingenieuren eine Ehrenpflicht, jenem deutschen Pfadfinder und Märtyrer, der in seinem Leben doch überwiegend nur Zweifel und Spott begegnet ist, ein unvergängliches Denkmal im Gedächtnis und Bewußtsein des deutschen Volkes zu setzen.

Den Tag, sagt Ferber, an dem Lilienthal im Jahr 1891 zum erstenmal 15 m weit geflogen ist, habe er immer als den Zeitpunkt betrachtet, seit dem die Menschen fliegen können<sup>8)</sup>. Feierlich hat er dem Ausdruck gegeben, als er es sich bei seiner Anwesenheit in Berlin im Oktober 1906 nicht nehmen ließ, zu Lilienthals Grabe hinauszuwandern, um einen wundervollen Kranz niederzulegen, auf dessen weißer Atlasschleife in goldenen Lettern stand:

#### LE CAPITAINE FERBER À SON MAÎTRE OTTO LILIENTHAL.

Archdeacon, der selbstlose Mäcen der französischen

<sup>5)</sup> Am besten füllt diese Lücke das schon oben angeführte Büchlein »Flug« von Heinrich Adams (Berlin 1909) aus. Ohne auf technische Fragen näher einzugehen, doch nicht ohne technisches Verständnis, gibt es eine feine und getreue Darstellung des lehrreichen Werdeganges der großen Erfindung und der beteiligten Personen in schöner Sprache und umrahmt zugleich einen von O. und W. Wright selbst herrührenden Abschnitt, worin sie in ihrer schlichten, wissenschaftlichen Art »Die Erfindung des Fliegens« beschreiben.

<sup>6)</sup> Otto Lilienthal, Maschinenfabrik, Berlin SO., Köpenicker Str. 113.

<sup>7)</sup> Neue Auflage bei R. Oldenbourg, München 1910.

<sup>8)</sup> »L'Aviation« S. 44.

Fliegerschule, nennt Lilienthal den unbestrittenen Meister von allen, den Vater aller früheren, jetzigen und zukünftigen Aviatiker. Aehnlich urteilt auch Paul Painlevé, Mitglied der Académie des Sciences; und in dem größten französischen Werk über Luftschiffahrt: »Le Navire Aérien« von L. Marchis<sup>1)</sup>, ist das einleitende Kapitel über Flugtechnik überschrieben: »Von Lilienthal bis Wright«. Es ist also nicht einseitige Deutschenliebe, wenn wir Lilienthals Namen hoch herausheben möchten. Mag uns sein Bild mit den blauen, deutschen Feuereugen würdig im Gedächtnis bleiben!

Ein bedauerlicher Irrtum wird aus Lilienthals tragischer Geschichte bis heute immer weiter getragen, dessen Bekämpfung, vor allem auch außerhalb unsres Kreises, ich unser aller Pflicht wissen möchte.

In einem weit verbreiteten Schriften über die Brüder Wright und ihre Erfindung vom Jahre 1909 liest man bei der Erzählung von Lilienthals ersten Flugversuchen von 1867 und 1868 mit Befremden den Satz:

»damals war von Staatswegen durch eine besondere Gelehrtenkommission gerade festgestellt worden, daß der Mensch ein für allemal nicht fliegen könne. Es war daher sehr begreiflich, daß man diejenigen, welche sich mit dem Flugproblem beschäftigten, direkt für Narren hielt.«

Die Schrift stammt aus der Feder eines sehr bekannten und angesehenen Fachmannes. Kein Wunder, daß wir gleichen Meinungen vielfach immer wieder begegnen. Stellen wir dem sogleich den tatsächlichen Ausspruch jener Staatskommission gegenüber, die im Jahr 1872 zur Prüfung aeronautischer Fragen tagte. Kein anderer als H. von Helmholtz ist es, der als ihr Sprecher in einer ausgezeichneten Arbeit: »Ueber ein Theorem, geometrisch ähnliche Bewegungen flüssiger Körper betreffend, nebst Anwendung auf das Problem, Luftballons zu lenken«<sup>2)</sup>, zu folgendem Schlusse gelangt, auf den jener Irrtum zurückgeht:

»Unter diesen Umständen ist es kaum als wahrscheinlich zu betrachten, daß der Mensch auch durch den allerschicktesten flügelähnlichen Mechanismus, den er durch seine eigene Muskelkraft zu bewegen hätte, in den Stand gesetzt würde, sein eigenes Gewicht in die Höhe zu heben und dort zu erhalten.«

Das hat sich also zu der Weisheit verdichtet, »daß der Mensch ein für allemal nicht fliegen könne«. In Wahrheit ist Helmholtz' Schlussfolgerung, die übrigens nicht auf irgend welchen fragwürdigen Anschauungen über den Luftwiderstand beruht, sondern aus Feststellungen über Größenverhältnisse und Kraftaufwand der kleineren und größeren Flugtiere nach einwandfreien Gesetzen der Aehnlichkeitslehre abgeleitet war, heute nur zu sehr bestätigt. Unsrer erfolgreichen Flugmaschinen fliegen sämtlich mit starken Motoren von 20 bis 50 und mehr PS, und selbst die kühnsten Zukunftshoffnungen setzen diesen Betrag nicht annähernd soweit herab, daß an menschlichen Flug durch eigene Muskelkraft zu denken wäre. Mehrfach ist es in der flugtechnischen Literatur noch neuerlich vorgerechnet worden, daß unsre Muskelkraft zum Fliegen nicht ausreicht<sup>3)</sup>. Man muß im Interesse der technischen Wissenschaften wünschen, daß so oberflächlichen Entstellungen der geschichtlichen Wahrheit und schwer wieder ausrottbaren Irrtümern auch in weiterer Oeffentlichkeit gebührend entgegengetreten wird.

Eine irrige Legendenbildung anderer Art, die ihre Spitze gegen unsern Verein deutscher Ingenieure richtet, möchte ich bei dieser Gelegenheit ebenfalls kurz berühren. Es wird immer wieder behauptet, daß er Zeppelins großartigem Unternehmen nicht mit verständnisvoller Unterstützung entgegengekommen, ihm sogar mißgünstig entgegengetreten sei. Prof. C. von Bach hat demgegenüber schon einmal<sup>4)</sup> das in Erin-

nerung gebracht, was der Verein wirklich getan hat; und alle Teilnehmer unsrer Hauptversammlung von 1908 in Dresden wissen auch aus Graf Zeppelins eigenem Munde, wie er über die Stellungnahme und Mitwirkung des Vereines deutscher Ingenieure denkt<sup>5)</sup>. Es ist aber, wie manche neuerliche Aeußerungen beweisen, doch noch nicht überall beachtet worden. Darum sei nochmals festgestellt, daß der Verein durch seinen damals eigens bestellten Ausschuß sehr wesentlich dazu beigetragen hat, daß Zeppelins erstes Luftschiff gebaut werden konnte. Obwohl die technische Prüfung des Entwurfes dazu zwang, bei dem damaligen Stande des Motorenbaues die in Aussicht genommenen Geschwindigkeiten von 12 bis 15 m/sk weit unter dieses von der Heeresverwaltung etwa als nötig verlangte Maß herabzusetzen, eine Voraussage, die später durch die Erfahrung voll bestätigt wurde, erließ der unter C. von Lindes Vorsitz tagende Ausschuß, dem noch die Herren C. von Bach, Busley, Finsterwalder, Müller-Breslau, Th. Peters, M. Schröter und Slaby angehörten, unterm 30. Dezember 1896 einen Aufruf, in dem Zeppelins Entwurf als ein wichtiger und notwendiger Schritt zur Herstellung brauchbarer Luftfahrzeuge dringend empfohlen und dessen Unterstützung den deutschen Industriellen und besonders den Mitgliedern unsres Vereines warm ans Herz gelegt wurde. Mit eifrig fortgesetzten Bemühungen gelang es, bis zum Jahr 1898 den Betrag von »nur« 369 000 *M* an Aktien in den Kreisen, an die sich der Aufruf gewendet hatte, unterzubringen. Freilich reichte das nicht hin, um die Ausführung zu sichern. Zeppelin mußte 431 000 *M* aus eigenen Mitteln hinzufügen, um die erforderlichen 800 000 *M* zu ergänzen. Solche Summen aber, und zu damaliger Zeit, durch warme Empfehlung für ein Werk aufgebracht zu haben, das mit den damaligen Motoren offensichtlich noch nicht zu wirklicher Brauchbarkeit führen konnte, war eine Tat, deren bleibende Bedeutung Zeppelin selbst auf das wärmste anerkennt, und die von unsrer Oeffentlichkeit nicht vergessen sein sollte.

Die bisherige Entwicklung hat gezeigt, daß die Lösung der Flugfrage nicht in engsten Grenzen, wie auf des Messers Schneide einherzugehen braucht. Die Mannigfaltigkeit der Formen, die mit Glück geflogen sind, beweist, daß es viele Lösungsmöglichkeiten gibt. Ebenso deutlich sieht man aber auch, daß es hier, wie übrigens auch beim lenkbaren Luftschiff, noch bester Ausnutzung aller erdenklichen Vorteile bedürfen wird, um sie zu praktischer Brauchbarkeit in weiterem Sinne zu bringen. Vorerst hat sich der Sport mit seinem Schwung und seiner eigentümlichen Fähigkeit, zähe Kräfte anzuspannen und reiche Geldquellen zu erschließen, der Flugtechnik mächtig angenommen. Aber die Fülle der Formen und Möglichkeiten ist so groß, und die Heranbildung einer einzigen Bauart kostet solchen Aufwand an Opfern aller Art, daß es der kühn vorausschreitenden Praxis allein auch durch unermüdete Versuche schwerlich gelingen wird, die Auslese der besten Möglichkeiten zu vollenden. Die zunächst nur langsam nachfolgende Wissenschaft wird schließlich auch auf diesem Felde den Weg zum Gipfel zeigen müssen.

Neben der rein theoretischen Forschung einerseits und experimentellen Untersuchungen anderseits hat die Wissenschaft zunächst auch durch eine Art Sammlertätigkeit Wichtiges zu leisten. Aehnlich der Naturforschung hat sie gewissermaßen den Tatbestand dessen aufzunehmen, was sie aus tastenden Versuchen frei erwachsen vorfindet. Gegenwärtig ist in der Flugtechnik diese bescheidenere Tätigkeit vielleicht wichtiger als manches andre. Doch sollen zunächst einige grundlegende theoretische Fragen erörtert, dann die bisherigen Verfahren der experimentellen Forschung besprochen werden. Manche neue Gesichtspunkte und einige neuartige Versuche werden dabei ausführlicher behandelt

<sup>1)</sup> Z. 1910 S. 367.

<sup>2)</sup> Monatschrift d. kgl. Preuß. Akademie der Wissenschaften zu Berlin, Juni 1873; s. a. Helmholtz: Wissenschaftliche Abhandlungen, Leipzig 1882, Bd. I S. 158.

<sup>3)</sup> Vergl. z. B. »Flugsport« 1909 Nr. 12 S. 346: »L'Aerophile« 1909 S. 512 (Alexandre Sée).

<sup>4)</sup> Z. 1908 S. 1549.

<sup>5)</sup> Z. 1908 S. 1181: »... Das habe ich den Männern unter Ihnen zu danken, welche mein Vorhaben im oben gefaßten Sinn auffaßten und frei von den menschlich so nahe liegenden Vorurteilen, von den Annahmen der öffentlichen Meinung ... an die Prüfung meiner Gedanken und Entwürfe herangetreten sind. Hätte ich diese unabhängig denkenden Männer nicht gefunden, so würde die wiederholt eingetretene Ebbe meiner eigenen Mittel den Untergang meines Unternehmens bedeutet haben ...«

werden. Schließlich sollen dann auf Grund eigener Sammlertätigkeit die erfolgreichsten Flugmaschinen von 1909 behandelt werden.

### Zur Theorie des Fliegens.

#### A) Einige allgemeine Gesichtspunkte.

Die verwickelten hydrodynamischen Vorgänge, auf deren Wirkung die Erscheinung des Luftwiderstandes und damit die Möglichkeit des Fliegens beruht, sind erst durch neuere Forschungen soweit geklärt worden, daß wir uns einigermaßen zutreffende Vorstellungen machen und die Ursachen erkennen können, die bei theoretischen wie experimentellen Forschungen oft zu Irrtümern und Mißgriffen geführt haben. In einer kurzen Zusammenfassung des Bekannten<sup>1)</sup> werden einige neue Gesichtspunkte den richtigen Platz finden.

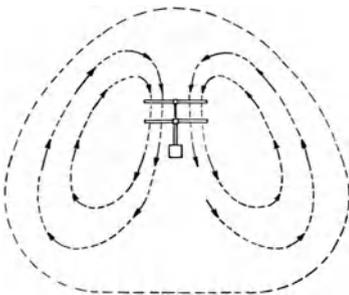
Rechnungsmäßige Verwertung theoretischer Erkenntnisse ist, wie vorab bemerkt werden muß, beim heutigen Stande der Hydrodynamik nur selten möglich. Nur qualitative Erörterungen allgemeiner Art und Erfahrungszahlen kommen in Frage.

Die Bewegung irgend eines Körpers in einem von einer Flüssigkeit ausgefüllten Raume ruft Bewegungen der Flüssigkeit hervor, die sich zwar vorwiegend in der Nähe des Körpers abspielen, die aber in asymptotisch abnehmendem Grade auch die entfernten Teile des Raumes in Mitleidenschaft ziehen. Eine Betrachtung, die sich auf die Vorgänge in unmittelbarer Nähe des Körpers beschränkt, läßt also keine vollständige Lösung der dynamischen Probleme erwarten. Im Gegensatz zu hydraulischen Vorgängen in geschlossenen Räumen (Turbinenzellen usw.) finden daher dynamische Wirkungen im offenen Luftraum ihren vollständigen Ausgleich erst an den Grenzen des Luftraumes. Das ist im allgemeinen die Erdoberfläche, auf die das Gewicht der Flugkörper in jedem Falle durch dynamische Luftwirkungen übertragen werden muß.

Denken wir uns irgend einen Flugkörper, z. B. einen Schraubenflieger, ohne senkrechte oder wagerechte Ortsveränderung im Luftraume schwebend, so genügt es nicht, zu wissen, daß sein Gewicht durch den Rückstoß des nach unten geschleuderten Luftstromes getragen wird. Denn wenn diese Luftmasse auf kurzem Umwege wieder nach oben zurückkehrend einen geschlossenen Kreislauf bildete und der

Fig. 1.

Flugkörper mit geschlossenem Strömungssystem.  
(Falsche Vorstellung.)



Vorgang sich innerhalb eines begrenzten Bezirkes abspielte, Fig. 1, so wäre die physikalische Möglichkeit des gedachten Schwebezustandes zu bestreiten. Jenes Bewegungssystem als Ganzes genommen müßte sich ja in statischem Gleichgewicht mit der Umgebung befinden. Man könnte es etwa durch eine dünne Haut umspannt denken, welche lediglich die im Innern erzeugte Reibungswärme abzuleiten hätte.

<sup>1)</sup> Als wertvollste Quelle ist besonders der Abschnitt 'Aerodynamik' von S. Finsterwalder in der Enzyklopädie der mathematischen Wissenschaften (Leipzig 1902) zu nennen.

Das Ganze wäre dann um das Gewicht des Flugkörpers schwerer als ein gleiches Volumen der umgebenden Luft und müßte niedersinken, falls nicht eine beträchtliche Luftverdünnung im Innern das Gewicht des Flugkörpers ausglich. Daß aber an solchen statischen Ausgleich nicht zu denken ist, zeigt (von sonstigen Ueberlegungen abgesehen) sofort schon eine Ueberschlagrechnung. Denn die mit den vorkommenden Luftgeschwindigkeiten tatsächlich einhergehenden Verminderungen des hydrostatischen Druckes und die entsprechenden Luftverdünnungen sind sehr gering. Um einen statischen Gewichtsausgleich herbeizuführen, müßte ein so ausgedehntes Wirkungsfeld mit so bedeutenden Geschwindigkeiten erfüllt werden, wie in Wirklichkeit keinesfalls zu erwarten ist. Ein Insekt von 1 g Gewicht müßte z. B. schon 1 cbm Luft zu einer durchschnittlichen Geschwindigkeit von 11 m/sk aufpeitschen. Die Vorstellung eines geschlossenen Bezirkes, in dem die dynamischen Wirkungen zum Austrag kommen, ist also falsch und wir erkennen: Dynamisches Fliegen<sup>1)</sup> ist nur möglich, wenn die Wirkungen der Flugorgane sich dynamisch durch den ganzen Luftraum bis an seine Grenze, den Erdboden, fortpflanzen.

Das Beispiel von Vögeln und Insekten lehrt uns, daß das Fliegen auch ohne fortschreitende Geschwindigkeit möglich ist. Man hat durch Versuch gezeigt<sup>2)</sup>, was auch ohnedem niemand bezweifeln wird, daß eine in einem Gefäß eingeschlossene und mit diesem auf eine Wage gebrachte Fliege das Gewicht des Gefäßes um ihr eigenes genau ebenso vermehrt, wenn sie frei darin schwirrt, als wenn sie an der Wand sitzt. Das muß auch noch zutreffen, wenn das Gefäß außerordentlich groß gedacht ist. Die geringen Wirkungen kleiner Flügel müssen also, in gewissem Sinne restlos, auch durch größte Entfernungen bis auf die Raumbegrenzen wirken.

Die analytische Bestimmung hydrodynamischer Bewegungsvorgänge ist bisher nur für wenige Einzelfälle gelungen, die mit einer noch zu erwähnenden Ausnahme auf die Flugtragen nicht anwendbar sind und übrigens auch noch keine physikalischen Möglichkeiten darstellen, weil sie einerseits auf der Annahme einer vollkommenen, reibungslosen Flüssigkeit beruhen und andererseits stellenweise unendliche Geschwindigkeiten ergeben. Nähere Aufschlüsse über die Art jener Energieübertragung sind daher von der dynamischen Theorie einstweilen nicht zu erhalten, noch weniger also über die beste Form der Flugorgane und über die höchste Ausnutzung der verbrauchten Arbeit.

Ein wichtiger Ansatz hierüber ist indessen doch aus einer Betrachtung der von den Flugorganen unmittelbar in Bewegung gesetzten Luftmasse abzuleiten. Wird in jeder Sekunde ein Luftvolumen  $Q$  von der spezifischen Masse  $\mu = \frac{\gamma}{g}$  um eine Geschwindigkeit  $v$  beschleunigt, so ist der Rückstoß = der Geschwindigkeitsgröße : Masse  $\times$  Geschwindigkeit;  $P = \mu Q v$ ; dabei ist die sekundlich verbrauchte Arbeit gleich der erzeugten lebendigen Kraft:

$$L = \mu Q \frac{v^2}{2}$$

Der erzielte Rückstoß verhält sich zur notwendigen Leistung also wie

$$\frac{P}{L} = \frac{2}{v}$$

d. h. zur Erzeugung einer bestimmten Kraft durch gleichförmige Beschleunigung von Luftmassen kommt man stets mit um so geringerer Leistung aus, je geringer die erteilte

<sup>1)</sup> Die Umschreibung 'Dynamisches Fliegen' ist eigentlich unnötig. Statisches Fliegen ist mechanisch gleichbedeutend mit 'Schwimmen'. Der Ballon 'fliegt' nur in übertragenem Sinne. In wissenschaftlichem Sinne kann 'Fliegen' schlechthin nur den dynamischen Vorgang des Vogelfluges bedeuten.

Man hat versucht, für 'Flugmaschine' das Wort 'Flugschiff' einzuführen. Aber ein Schiff schwimmt, oder ist wenigstens ein geräumiger Hohlkörper. Dieser Begriff trifft also bei Flugmaschinen weder sachlich noch bildlich zu. Uebrigens ist das Wort 'Flugschiff' längst neben 'Luftschiff' von Graf Zeppelin für seine Ballons gebraucht worden.

<sup>2)</sup> Dr. E. Jacob, Zeitschrift für Luftschiffahrt 1894 S. 120.

Geschwindigkeit, je größer aber andererseits die bearbeitete Luftmasse ist<sup>1)</sup>).

Man hat vielfach versucht, diesen wichtigen Ansatz zu einer allgemeinen Theorie der Drachenwirkung auszubauen, wobei das gehobene Gewicht offenbar durch den Rückstoß der senkrechten Komponente der von den Flügeln nach unten abgelenkten Luftmasse getragen werden muß. Es gelingt aber nicht, die bearbeitete Luftmasse rechnerisch zu erfassen, da sie ja im Grunde unbegrenzt ist und von keiner gleichförmigen Geschwindigkeit die Rede sein kann. Man hat deshalb stets, mehr oder weniger bewußt, zu willkürlichen Annahmen gegriffen. So hat Wegner-Dallwitz (Hilfsbuch für den Luftschiff- und Flugmaschinenbau 1909 S. 80) und in ganz ähnlicher Weise auch A. Baumann (Z. 1909 S. 283) bei schräggestellten, leicht gewölbten Drachenflächen mit wagerechter Eintrittstangente die senkrecht zur Flugrichtung gemessene Höhe der Fläche als die Dicke der beeinflussten Schicht angenommen, deren sekundliches Volumen somit aus Querschnitt und Geschwindigkeit gegeben war und weiter so behandelt wurde, als ob es sich wie in einem ringsumgrenzten Kanal zu bewegen gezwungen wäre. Daß der zusammenhängenden Raumerfüllung wegen die weiterhin anschließenden Luftschichten, besonders auch die auf der Rückseite des Flügels, an dem Vorgang ebenfalls beteiligt sein müssen, ist der Baumannschen Arbeit gegenüber schon von verschiedenen Seiten dargelegt worden (Z. 1909 S. 479, 847, 1007) und bedarf nach obigem keiner weiteren Erläuterung. Die genannten Verfasser stützen beide die Richtigkeit der von ihnen aufgestellten Formeln damit, daß sie in der zahlenmäßigen Anwendung auf ausgeführte Flugmaschinen mit passend gewählten Koeffizienten zu recht wahrscheinlichen Ergebnissen führen. Damit kann in der Tat die Nützlichkeit solcher Annahmen für Näherungsrechnungen erwiesen, nicht aber ihre grundsätzliche Unzulänglichkeit beseitigt werden. In ungleich vorsichtigerer Weise und in voller Erkenntnis der Schwierigkeiten einer exakten Flugtheorie hat auch F. W. Lanchester (*»Aerodynamics«*, London 1907 § 160 u. f.) als Notbehelf zu einer ganz ähnlichen Annahme gegriffen und ähnliche Rechnungen durchgeführt.

Weiter als bei Drachenflächen ist bei Luftschrauben der obige Ansatz durchzuführen, nach einer im wesentlichen zuerst von Prof. S. Finsterwalder angegebenen Ableitung (1906 in bisher unveröffentlichten Mitteilungen). Hier kann nämlich die beschleunigte Luftmasse tatsächlich einen geschlossenen Strahl bilden, dem man eine in allen Teilen gleiche und parallele Geschwindigkeit beimessen kann. Das stellt zugleich den günstigsten Fall einer Schraube dar. Denn wenn die Geschwindigkeit  $v$  an irgend einem Punkte größer ist als im Durchschnitt, so wird hier die verzehrte Arbeit nach obigem offenbar schlechter ausgenutzt, und der Verlust kann nicht an den Stellen mit niedrigerem  $v$  ausgeglichen werden. Für den Arbeitsverbrauch ist nämlich  $\Sigma v^3$ , für den Rückstoß aber  $\Sigma v$  der einzelnen Teile maßgebend. Bei konstantem  $\Sigma v^3$  ist aber  $\Sigma v$  dann am größten, wenn alle  $v$  gleich groß sind.

Steht die Schraube gegenüber der umgebenden Luft still (was nur in Sonderfällen zutrifft), so ist demgemäß in obigen Gleichungen  $Q = Fv$  zu setzen, wenn  $F$  den Querschnitt des Strahles bedeutet:

$$P = \mu F v^3; \quad L = \frac{1}{2} \mu F v^3.$$

Durch Elimination von  $v$  ergibt sich dann eine direkte Beziehung der größten erzielbaren Axialkraft  $P$  zur aufgewandten Leistung:

$$P^2 = 4 \mu F L^2.$$

Hierin ist aber der Strahlquerschnitt  $F$  nicht der von den Flügelspitzen der Schraube umschriebenen Kreisfläche  $F_1$  gleichzusetzen. Betrachtet man nämlich den Reaktionsstrahl als einen gegen den Widerstand  $P$  fortgeschobenen Körper, so sieht man, daß auch die Bedingung  $L = Pw$  erfüllt sein muß, in der  $w$  die Geschwindigkeit bedeutet, mit

der die Luft durch den Schraubenkreis strömt. Man hat also:  $L = Pw = \frac{\mu}{2} F v^3$ , worin  $P = \mu F v^2$ .  $w$  ist also von  $v$  verschieden, nämlich  $w = \frac{v}{2}$ . In der Schraube erreicht die Luft demnach nur die Hälfte ihrer schließlichen Geschwindigkeit; sie beschleunigt sich vermöge des ihr erteilten Ueberdruckes noch weiter, wobei sich der Strahlquerschnitt von der Größe  $F_1$  auf  $F$  einschnürt. Es ist  $Q = Fw = F_1 w$ , woraus mit  $w = \frac{v}{2}$  folgt:

$$F = \frac{F_1}{2}.$$

Durch  $F_1$  ausgedrückt wird nun die höchste erzielbare Axialkraft

$$P = \sqrt[3]{2 \mu F_1 L^2};$$

schreibt man dafür

$$P = L \sqrt[3]{2 \mu \frac{F_1}{P}},$$

so sieht man, daß  $P$  bei gleichem  $L$  um so höher werden kann, je größer  $F_1$ , oder je kleiner die Einheitsbelastung  $\frac{P}{F_1}$  der Schraubenkreisfläche gewählt ist.

Ist in einem bestimmten Falle  $P_1$  die wirklich gemessene Axialkraft einer Schraube am Festpunkt, so bildet das Verhältnis  $\zeta = \frac{P_1}{P}$  eine Wertziffer, die ähnlich dem »Gütegrad« bei Wärmekraftmaschinen die wirkliche Kraftleistung in Vergleich setzt mit der höchsten, die beim gleichen Prozeß theoretisch erzielt werden könnte, d. h. hier also bei gleicher Einheitsbelastung der Fläche. Sie gibt also ein Vergleichsmaß für die Güte der Flächenausnutzung, nicht aber, wie man leicht meint, für die Höhe der Kraftausnutzung an sich. Eine flache Schraube mit geringer Flächenbelastung kann bei niedrigem Gütegrad doch eine höhere Axialkraft auf 1 PS geben, als eine steilere, stärker belastete mit besserem Gütegrad.

Hat die Schraube eine fortschreitende Geschwindigkeit  $V$  in Richtung der Achse und ist  $v$  wieder die absolute Rückflußgeschwindigkeit der Luft in bezug auf die ruhend gedachte Luft der Umgebung, so gilt auch hier

$$P = \mu Q v.$$

Außer der auf Beschleunigung der Luft verwandten Arbeit  $\mu Q \frac{v^2}{2}$  muß nun aber noch die Nutzarbeit  $PV$  geleistet werden. Es ist also mindestens zu leisten:

$$L = PV + \frac{1}{2} \mu Q v^2,$$

und daraus ergibt sich der höchst mögliche Wirkungsgrad

$$\eta_{\max} = \frac{PV}{L} = \frac{V}{V + \frac{v}{2}}.$$

Um ihn für bestimmte Verhältnisse ausrechnen zu können, muß wieder  $v$  ausgeschaltet werden. Zunächst gilt auch hier noch  $L = Pw$ , wenn  $w$  jetzt die relative Durchtrittsgeschwindigkeit der Luft durch die Schraube bedeutet. Sie findet sich durch Verbindung dieser Gleichung mit den obigen Ausdrücken für  $L$  und  $P$  zu

$$w = V + \frac{v}{2}.$$

Die sekundliche Luftmenge ist nun

$$Q = F_1 w = F_1 \left( V + \frac{v}{2} \right).$$

Damit wird

$$P = \mu F_1 \left( V + \frac{v}{2} \right) v,$$

woraus

$$v = V \left( \sqrt[3]{2 \eta + 1} - 1 \right),$$

wenn zur Abkürzung die Größe  $\frac{P}{\mu F_1 V^2} = \eta$  gesetzt wird.

Mit diesem Werte von  $v$  wird nun

$$\eta_{\max} = \frac{2}{1 + \sqrt[3]{2 \eta + 1}}.$$

<sup>1)</sup> Diese erste, ganz allgemein für den Flug gültige Grundbeziehung ist nach J. Popper (Zeitschrift für Luftschiffahrt und Physik der Atmosphäre 1896 S. 297) zuerst von E. Mach scharf formuliert worden (\*Grundlinien der Lehre von den Bewegungsempfindungen\* 1875 S. 14). Bei Schiffspropulsion war sie ähnlich schon von Froude u. a. angewandt.

Ist  $\eta_1 = \frac{F_1 V}{L}$  der in einem bestimmten Falle wirklich beobachtete Wirkungsgrad, so ist der dem obigen entsprechende Gütegrad

$$\zeta = \frac{\eta_1}{\eta_{\max}} = \frac{\eta_1}{2} (1 + \sqrt{2q + 1})^2.$$

Die Strahlkontraktion ergibt sich aus obigem, da  $Q$  auch  $= F(V + v)$  ist, zu

$$\frac{F}{F_1} = \frac{2V + v}{2(V + v)},$$

sie verschwindet bei  $v = 0$ ; dann ist der Strahl zylindrisch; es wird  $\eta_{\max} = 1$ , aber  $P = 0$ .

Diese einfachen, wenn auch keineswegs ganz nahe liegenden Ansätze geben also immerhin einige Einsicht in den Verlauf der Bewegungsvorgänge in den Schrauben. Ueber die günstigste Formgebung ist ihnen indessen nur zu entnehmen, daß die Wirkung um so schlechter wird, je höher die Größe  $\frac{P}{F}$ , die Einheitsbelastung der Schraubenkreisfläche gemacht wird. Die nach obigem anzustrebende gleichförmige Verteilung der Luftgeschwindigkeit über den Schraubenkreis ist voraussichtlich bei reiner Schraubenform zu erreichen, was nach den sonstigen aerodynamischen Bedingungen allerdings fraglich erscheint, dann auch die Zustromgeschwindigkeit gleichförmig ausfällt.

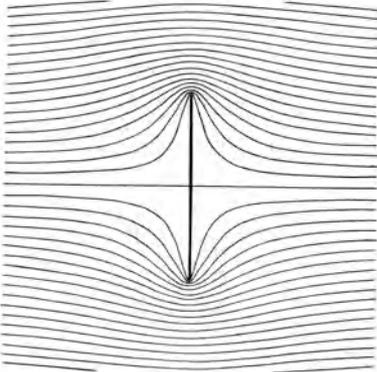
Für die Querschnittsform der Schraubenflügel ist wie für die Formgebung von Drachenflächen die Bedingung geringsten Luftwiderstandes in der Bewegungsrichtung bei möglichst hoher, senkrecht dazu gerichteter Seitenkraft maßgebend.

#### B) Die Luftwiderstandskräfte.

Geringsten Widerstand erfährt ein Körper, wenn seine Oberfläche den Stromfäden der entgegenkommenden Flüssigkeit erlaubt, sich ihm an allen Stellen vollkommen anzuschmiegen. In einer idealen, reibungslosen Flüssigkeit ist

Fig. 2.

Theoretische Strömung an senkrecht beaufschlagter Platte  
(nach H. Lamb).



der Widerstand dann überhaupt gleich null. Ablösung der Stromfäden hat die Entstehung von Diskontinuitätsflächen zur Folge, in welchen die strömende Flüssigkeit mit relativ zum Körper ruhenden Flüssigkeitsmassen in Berührung kommt, die, die entstandenen Hohlräume ausfüllend, hinter dem Körper herziehen (Vorstrom oder Sog). Wegen der Zähigkeit der wirklichen Flüssigkeiten löst eine solche Diskontinuitätsfläche sich bald in eine turbulente Schicht auf. Zwar ist der Körper wegen des Anhaftens der Flüssigkeit an seiner Wandung (Reibung) auch sonst von einer solchen Schicht umhüllt; ihr Einfluß ist aber gering gegenüber den durch

<sup>1)</sup> Diese Formeln sind zuerst in den Bestimmungen über den von Prof. Prandtl auf der ILA veranstalteten Wettbewerb für Treibschrauben angegeben (Wochenrundschaue der ILA Nr. 3 und 9).

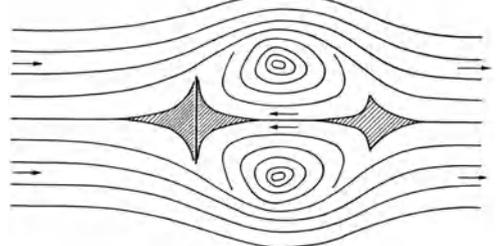
Ablösen der Stromfäden hinter dem Körper entstehenden Strudeln. Nahezu vollkommene Stromlinienformen (Fische, Vogel Flügel) verlaufen besonders nach hinten in sehr scharfen Linien. Vorn sind stumpfere Rundungen zulässig, weil sich die Stromfäden, so lange die zunehmenden Querschnitte sie noch nach außen drängen, weniger leicht ablösen. Wo sich vorn die Luftfäden zur Seite biegen, herrscht auf jeden Fall ein erhöhter Druck; schließen sich die Fäden hinten stetig wieder zusammen, so entsteht ein entsprechender Ueberdruck, der den Widerstand vollständig ausgleicht. Bei wirbelfreier Strömung ist also überhaupt kein Widerstand vorhanden. So lange die Flüssigkeit an der Körperfläche nach außen gedrängt wird und von Stellen höheren zu Stellen niedrigeren Druckes strömt, sich also beschleunigt, ist die Gefahr der Ablösung gering. Vom Punkte größter Geschwindigkeit, beim größten Körperquerschnitt, müssen aber unter verzögerter Bewegung die Drücke wieder zunehmen; da weicht die Flüssigkeit gern aus. Durch einen schlanken, fischförmigen Schwanz ist deshalb erfahrungsgemäß viel zu gewinnen, durch eine vorn ausgezogene Spitze dagegen wenig, weil der hier entstehende Staukegel ohnehin eine schlanke Spitze bildet, in der die Flüssigkeit relativ zum Körper nahezu in Ruhe ist (vergl. Fig. 3).

Bei der Erforschung der Luftwiderstandsgesetze ist man erst spät auf die große und in der Schiffbautechnik längst bekannte Bedeutung der Vorgänge auf der Rückseite eines umströmten Körpers aufmerksam geworden. Noch jetzt ist die Ansicht sehr verbreitet, es sei möglich, den Luftwiderstand einer einzelnen Fläche unabhängig von der Gesamtform des Körpersystems anzugeben, zu dem sie gehört. Mehrfach sind sorgfältige Versuchsarbeiten dadurch fast entwertet worden, daß durch Nichtbeachtung der Rückseite oder durch Hindernisse in der Nähe der untersuchten Körper unkorrigierbare Störungen hervorgerufen wurden.

Deshalb ist es wichtig, den scheinbar so einfachen, viel-

Fig. 3.

Wirkliche Strömung an senkrecht beaufschlagter Platte.



fach untersuchten Fall der ebenen, senkrecht vom homogenen Luftstrom getroffenen oder breitseits durch ruhende Luft bewegten Scheibe genauer ins Auge zu fassen. Er stellt nach obigem nahezu die schlechteste Stromlinienform dar und ergibt den größten Widerstand. Für eine Fläche von unendlicher Breite und unter Annahme einer vollkommenen Flüssigkeit ist von H. Lamb<sup>1)</sup> das hydrodynamische Bewegungssystem ermittelt worden, Fig. 2 (als Sonderfall des elliptischen Zylinders). Dabei ergeben sich an den Rändern unendliche Geschwindigkeiten. Hier müssen sich die Stromfäden also jedenfalls ablösen. Der mittelste Stromfaden wird unmittelbar an der Fläche rechtwinklig gebrochen (Geschwindigkeit unendlich klein). Das Bewegungssystem ist in Fig. 2 (nach Lamb) als Stromlinienbild dargestellt (Körper fest in strömender Flüssigkeit).

Der wirkliche Vorgang, Fig. 3, entspricht vorn recht gut dem theoretischen. Die Stauung ist nicht als ein von Reibungsflächen mit konstanter Böschung begrenzter »Stauhügel« nach v. Löffls Hypothese zu betrachten, sondern die Grenze des schraffierten Stauungsgebietes ist nur eine willkürlich gewählte Stromlinie, von der ab man die Geschwindigkeit

<sup>1)</sup> Hydrodynamics, Cambridge 1895 S. 93.

als sehr klein ansehen kann (Stromfunktion annäherd konstant).

Diese Stauung übt nach manometrischen Messungen<sup>1)</sup> in der Mitte genau und auch sonst annähernd den Druck  $\frac{1}{2} \mu v^2$  auf die Vorderfläche aus, welcher der verlustlosen Verzögerung der zuströmenden Flüssigkeit entsprechen würde (Geschwindigkeitshöhe). Darin kann man also ein einfaches Elementargesetz erblicken, das, auf die ganze Vorderfläche ausgedehnt (wie es bei leicht erhöhtem Rande tatsächlich der Fall ist), einen Gesamtdruck  $0,5 \mu F v^2$  auf die Vorderseite ergibt. Der für die Rückseite allenfalls denkbare Idealfall einer sich vom Rand aus weit fortsetzenden zylindrischen Abgrenzung des äußeren Stromes von im Inneren ruhender Flüssigkeit ließe weder Druck noch Zug an der Rückseite erwarten. Durch Reibung werden aber die äußeren Schichten mit nach innen hin abnehmender Geschwindigkeit mitgerissen. Die entstehende Leere muß ausgefüllt werden, und auf Kosten des hydrostatischen Druckes der Umgebung entsteht der »Vorstrom«, die bei Schiffen wohl bekanntere Erscheinung, daß das Wasser mit größerer Geschwindigkeit als das Schiff selbst nach vorn schießt. Seine Strömungsenergie erzeugt beim Abbiegen an der Rückenfläche eine kleinere Stauung mit relativem Ueberdruck, ähnlich wie auf der Vorderseite, und gibt so einen Teil der im Strudel verzehrten Arbeit an die Fläche zurück. Der Druck bleibt aber überall erheblich unter dem hydrostatischen. Recknagel beobachtete in der Mitte einen Unterdruck vom  $0,37$  fachen Betrage des Ueberdruckes vorn. Auch seitlich ist er nicht viel niedriger. Der Gesamtdruck auf die Scheibe wäre danach höchstens  $= 1,37 \cdot \frac{1}{2} \mu F v^2$  zu erwarten, oder in der üblichen Formel

$$P = k \mu F v^2$$

wäre  $k = 0,7$  ein oberer Grenzwert. Viele von den zahlreich angestellten Widerstandsmessungen ergeben erheblich höhere Werte bis zu  $k = 1,0$ . Dann müßte also vorn und hinten die volle Geschwindigkeitshöhe drückend und saugend wirken, was wegen des stets vorhandenen Vorstromes nicht wahrscheinlich ist. Die neueren Versuche von G. Eiffel (Fallmethode) und von A. Frank (Pendelmethode)<sup>2)</sup> ergeben in guter Übereinstimmung auch mit dem, was nach obigem zu erwarten ist, Werte von etwa  $k = 0,6$ .

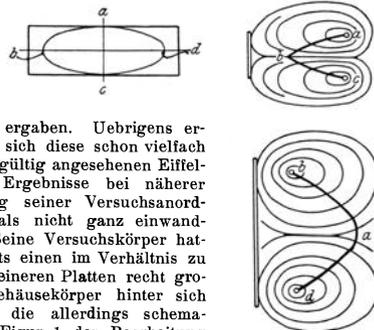
Getreue Abbildungen des wirklichen Bewegungsvorganges verdanken wir den noch zu wenig beachteten Arbeiten Fr. Ahlborns<sup>3)</sup>, dem es gelang, durch eingestreute Schwimmkörnchen den wahren Verlauf der Stromfäden im Wasser sichtbar zu machen und photographisch festzuhalten. Nach einer solchen Aufnahme ist Fig. 3 schematisch gezeichnet. Wenn damit auch keine Handhabe zur Rechnung gewonnen wird, so sind doch manche Zweifel beseitigt, und man erhält eine gute Anschauung des wirklichen Vorganges. Die außen rückwärts, innen vorwärts strömenden, überwiegend in sich selbst zurückkehrenden Stromfäden kennzeichnen sich als Kreisbewegung um eine geschlossene Kurve, also als ein Wirbelring, der von dem äußeren Strome durch Reibung gespeist wird. Bei kreisrunden Platten ist der mittlere Wirbel faden natürlich ein Kreis. Bei eckigen Platten ist er mehr oder weniger verbogen. Fig. 4 bis 6 (nach Ahlborn) zeigen z. B. die Form des Wirbels hinter einer länglichen Rechteckplatte. Die in den drei Projektionen eingetragene Linie  $abcd$  zeigt die räumliche Verbiegung des mittleren Wirbelfadens.

Daß Umrißform und Größe der Platten auf den Widerstand nicht ohne Einfluß sein können, ist danach augenscheinlich. Vom Einfluß der Flächengröße nimmt man nach Beobachtungen von Zeppelin u. a. meist an, daß der Widerstand mit wachsender Größe abnimmt. Das läßt sich nach Finsterwalder<sup>4)</sup> aus der inneren Unruhe des Windes ableiten, sobald man voraussetzt, daß die großen Flächen groß gegen die Dimensionen der örtlichen Windstörungen sind. Für

Flächen bis  $1 \text{ qm}$  trifft das jedenfalls nicht zu, es besteht also mit den Messungen von Eiffel kein Widerspruch, die für Platten von  $\frac{1}{16}$  bis  $1 \text{ qm}$  Größe leicht zunehmende Werte

Fig. 4 bis 6.

Verbiegung des Wirbelfadens hinter Rechteckplatte (nach Ahlborn).



von  $k$  ergaben. Uebrigens erweisen sich diese schon vielfach als endgültig angesehenen Eiffelschen Ergebnisse bei näherer Prüfung seiner Versuchsanordnung als nicht ganz einwandfrei. Seine Versuchskörper hatten stets einen im Verhältnis zu den kleineren Platten recht großen Gehäusekörper hinter sich (vergl. die allerdings schematische Figur 1 der Bearbeitung von Schüle a. a. O.). Die Anwesenheit dieses Körpers hat, wie sich aus den Versuchen selbst klar nachweisen läßt, das Strömungssystem stets etwas beeinflusst, derart daß die gemessenen Widerstände bei kleinen Versuchskörpern zu niedrig ausfielen. Diese liegen in dem Staukegel des Gehäusekörpers und werden von ihm gewissermaßen vor sich her geschoben.

Bei schräg vom Strome getroffenen Platten haben sich viele Forscher um einen zutreffenden Ausdruck für den Einfluß des Angriffswinkels bemüht, meist in dem Glauben, daß ein solcher Ausdruck unabhängig von Umrißform und Flächengröße zu finden sein müsse. Die einander vielfach widersprechenden Ergebnisse und daraus abgeleiteten empirischen Formeln, Fig. 7, erweisen das als vergebliches Bemühen. Die gesuchte Funktion ist jedenfalls in verwickelter Weise durch die Gestalt der Platte bedingt und hat im allgemeinen wahrscheinlich nicht einmal einen stetigen Verlauf. Verschiedene Forscher haben gefunden, daß der Widerstand nicht erst, wie man natürlich vermutet, in der Querstellung unter  $90^\circ$  seinen Höchstwert erreicht, sondern daß schon vorher bei flacheren Stellungen höhere Werte auftreten. Fig. 8 zeigt die eigentümlichen, von dem Engländer Dines bei sehr sorgfältigen Versuchen an einer großen Rundlaufvorrichtung erhaltenen Kurven, die für quadratische Platten zwar wegen unaufgeklärter Unstimmigkeiten nicht eindeutig sind, aber doch übereinstimmend eine starke Schwellung des Widerstandes bei  $35^\circ$  aufweisen<sup>1)</sup>. Ganz ähnlich, wenn auch nicht so ausgeprägt, zeigt sich solche Schwellung auch in der von Eiffel bei seinen schon erwähnten Fallversuchen erhaltenen Kurve. Schüle glaubt sie zwar auf einen Versuchsfehler zurückführen zu können und beseitigt sie durch eine nachträgliche Berichtigung<sup>2)</sup>. Auffallend bleibt aber, zumal bei der gänzlichen Verschiedenheit der Versuchsverfahren von Eiffel und Dines, die Übereinstimmung, um so mehr, als schon ältere Forscher, wie Fig. 7 zeigt, allerdings bei andern Winkeln Steigerungen des Widerstandes über den Wert in Querstellung hinaus angenommen hatten. Jedenfalls nimmt, auch nach der Schüleschen Berichtigung, der Widerstand zwischen  $35^\circ$  und  $90^\circ$  nur noch sehr wenig zu, und es bleibt ein ausgeprägter Knick in der Widerstandskurve bestehen.

Fig. 9 zeigt nach H. Lamb das hydrodynamische Stromliniensystem an einer schräg gestellten Platte in der vollkommenen Flüssigkeit und Fig. 10 das entsprechende wirkliche Stromlinienbild nach Ahlborn. Wieder entspricht der Vorgang auf der Vorderseite recht gut dem theoretischen. Noch ist fast die ganze Vorderfläche von einem Stauungsgebiet mit annähernd ruhender Flüssigkeit bedeckt. Der Stauungsvorgang

<sup>1)</sup> Proceedings Royal Society, London 1890 S. 233.

<sup>2)</sup> Z. 1910 S. 14 Fig. 11.

<sup>1)</sup> Recknagel, Z. 1886 S. 489.

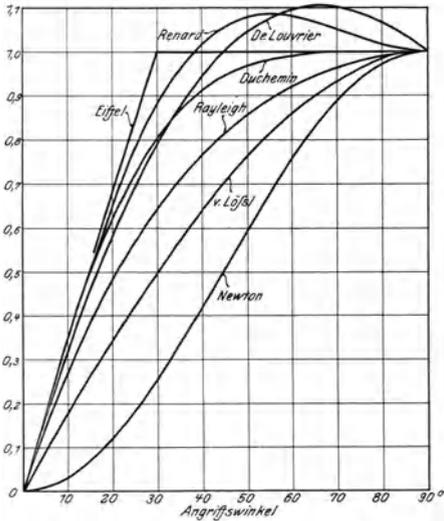
<sup>2)</sup> Vergl. die ausführliche Bearbeitung dieser Versuche von W. Schüle, Z. 1910 S. 12 u. f.

<sup>3)</sup> Ahlborn: »Der Mechanismus des hydrodynamischen Widerstandes«; vergl. auch Jahrbuch der Schiffbautechnischen Gesellschaft 1904 und 1909 und Illustr. Aeronaut. Mitteilungen 1904 S. 185.

<sup>4)</sup> Finsterwalder a. a. O. S. 161.

Fig. 7.

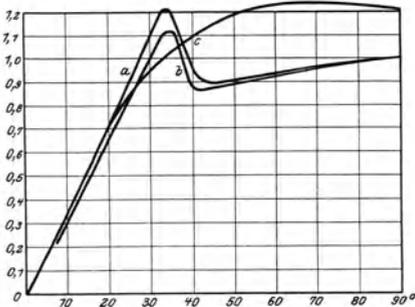
Vergleich der bekanntesten Formeln für den Luftwiderstand von ebenen Schrägflächen.



Newton	$R = R' \sin^2 \alpha$	
Rayleigh	$R = R' \frac{(4 + \pi) \sin \alpha}{4 + \pi \sin \alpha}$	} theoretisch
De Louvrier	$R = R' \frac{2 \sin \alpha (1 + \cos \alpha)}{1 + \cos \alpha + \sin \alpha}$	
v. Löffel	$R = R' \sin \alpha$	
Renard	$R = R' (2 \sin \alpha - \sin^3 \alpha)$	} nach Versuchen von Langley
Duchemin	$R = R' \frac{2 \sin \alpha}{1 + \sin^2 \alpha}$	
Eiffel	$\left\{ \begin{array}{l} R = R' \frac{\alpha^2}{30} \text{ für } \alpha < 30^\circ \\ R = R' \text{ für } \alpha > 30^\circ \end{array} \right\}$	} nach Versuchen
	$R' = \mu F v^2 = 1.$	

Fig. 8. Versuche von Dines.

Rundlaufapparat von 17,05 m Dmr., Umfangsgeschwindigkeit 20,6 m/sk.



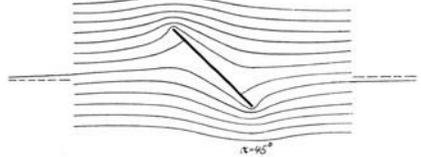
a und b quadratische Platte von 305 x 305 mm (Unterschied wegen unbestimmter Versuchsfehler)  
c Rechteckplatte von 76,2 x 1218 mm in Breitstellung

ist wesentlich der gleiche wie bei der unter 90° quergestellten Platte, und die hier herrschende Pressung ist jedenfalls nicht erheblich kleiner. Der vorn wirkende Hauptanteil des annähernd senkrecht zur Platte gerichteten Gesamtwiderstandes ist also bis herab zu sehr flachen Stellungen fast unveränderlich. Auch der Sogstrudel hat in Fig. 10 grundsätzlich noch den gleichen Charakter wie in Fig. 3. Der Wirbelring

hat mit von 90° an abnehmendem Stellungswinkel eine zunehmende Verzerrung erfahren. Er wird am oberen, vorausgehenden Rande immer mächtiger, am unteren immer dünner. Der Nachstrom und die sekundäre Stauung sind aber im Rücken der Platte gleichfalls noch vorhanden. Somit ist es erklärlich, daß auch hier noch keine wesentliche Änderung der auf die Platte wirkenden Pressung eingetreten ist, und daß sich also der Gesamtwiderstand senkrecht zur Platte gegenüber dem in der Querstellung überhaupt noch

Fig. 9.

Theoretische Strömung an schräg beaufschlagter Platte (nach H. Lamb).

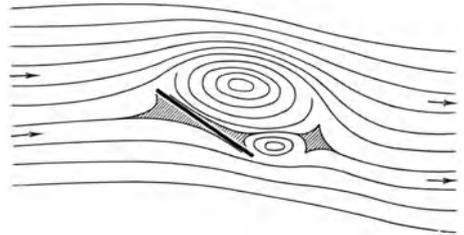


nicht erheblich geändert hat. Das gilt für Stellungswinkel bis herab zu etwa 40°, wofür Fig. 10 gezeichnet ist.

Wird nun die Neigung noch etwas weiter verkleinert, so tritt nach Ahlborns Photogrammen plötzlich eine tiefgreifende Verwandlung des Strömungssystems ein: der Wirbelring wird unten gesprengt; die offenen Enden des oberen Teiles wenden sich beiderseits an den Rändern der Platte nach hinten und vereinigen sich mit der hier von unten her überschlagenden Flüssigkeit (»pflügende Bewegung«) zu schraubenförmig verdrehten »Wirbelzöpfen«, die weit nach

Fig. 10.

Wirkliche Strömung an Schrägplatte bei Angriffswinkeln bis herab zu 40°.



hinten hin verlaufen. In der Mitte zieht sich der Wirbel zugleich weiter nach unten und hinten, so daß der mittlere Wirbelfaden eine M-förmige Kurve auf dem Rücken der Platte bildet, wie in Fig. 11 (nach Ahlborn) dargestellt.

Das Verschwinden des Wirbels am Unterrande besagt, daß jetzt hier keine Diskontinuitätsfläche mehr ansetzt; der Austritt ist »stoßlos« geworden. Am Oberrande findet aber auch bei sehr flachen Stellungen noch ein heftiger Eintrittsstoß statt, so lange die Platte überhaupt noch merklich gegen die Bewegungsrichtung geneigt steht.

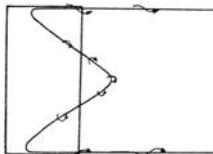
Bei diesem verwickelten Vorgang ist es nicht mehr befremdend, daß eine einfache Winkelfunktion den Einfluß der Plattenneigung nicht wiedergeben kann. Wir finden darin vielmehr eine einleuchtende Erklärung für die Unstetigkeit der Widerstandskurven bei 30 bis 40° und können sogar einen Beweis für die Möglichkeit eines höheren Gesamtwiderstandes in dieser Gegend als bei 90° daraus herleiten. Mit dem Aufbrechen des Wirbelringes im Rücken ist nämlich auch der Nachstrom und die von ihm erzeugte sekundäre Stauung im Rücken der Platte verschwunden, durch die ein Teil der aufgewandten Energie an diese zurückgegeben und die Sogwirkung des Sogstrudels vermindert wurde. Jetzt ist der Plattenrücken nur noch mit rasch wirbelnder Flüssigkeit, also von entsprechend vermindertem Drucke, in Berüh-

rung. Der Druck auf die Vorderseite kann dabei aber noch immer der gleiche geblieben sein. So kann im ganzen jetzt tatsächlich ein größerer Pressungsunterschied auf die Plattenflächen wirken als in der Normalstellung.

Mit weiter abnehmender Neigung müssen Stauung und Sogwirkung gegen  $0^\circ$  hin naturgemäß verschwinden. Den

Fig. 11.

Mittelkurve des gesprengten Wirbelringes bei Schrägplatte unter kleinem Angriffswinkel.



Einfluß der dann noch verbleibenden Oberflächenreibung bezw. des Anhaftens der Flüssigkeit an der Wandung zu beurteilen, reichen alle bisherigen aerodynamischen Messungen nicht hin.

Wir können also die auffallenden Widerstandskurven von Dines und Eiffel keineswegs für unmöglich oder auch nur für ganz unwahrscheinlich erklären. Inwieweit die eine oder andere der ermittelten Kurven größeres Vertrauen verdient, ist übrigens an sich nur von geringer praktischer Bedeutung, weil ebene Platten für den Flug überhaupt nur noch untergeordnete Bedeutung haben. Die Wichtigkeit dieser Erkenntnisse liegt vielmehr in der Schärfung unsres Blickes für aerodynamische Vorgänge im allgemeinen. Wir verstehen, daß die gänzliche Vermeidung von Wirbeln sehr schwer zu erreichen sein wird, und daß diese verwickelten Vorgänge jedenfalls sehr von der Form und den Größenverhältnissen der untersuchten Körper abhängen, auch von den jeweiligen Geschwindigkeiten. Schon geringfügige Veränderungen in weiterer Umgebung der Versuchskörper können die Verhältnisse merklich verschieben. Die eigentümlichen Eigenschaften der Wirbel: große Beständigkeit ihres Zusammenhanges bei leichter Verschiebbarkeit des Ganzen, bedingen ferner eine sehr geringe Stabilität der Bewegungsformen. Kaum merkbare Einflüsse bringen oft große Schwankungen in den Beharrungszuständen hervor, die man untersuchen möchte. Bei Flammen, Rauchsäulen, Brandungswellen und dergl. führt uns das immer wechselnde Formenspiel solche labile Zustände vor Augen. Wahrscheinlich sind manchmal auch unter ganz gleichen äußeren Bedingungen verschiedene Bewegungssysteme im Beharrungszustande möglich, je nachdem sie auf dem einen oder andern Wege hergestellt wurden. War z. B. im vorhergehenden Zustand eine gewisse Wirbelform vorhanden, so bleibt sie vielleicht unter Bedingungen noch bestehen, unter denen sie sich andernfalls nicht von selbst bilden könnte.

Aehnlichen Ursachen sind jedenfalls die bei fast allen aerodynamischen Versuchsarbeiten aufgetretenen Schwierigkeiten zuzuschreiben, richtige Uebereinstimmung wiederholter Versuche zu erhalten. Man hat sich deshalb trotz großer Sorgfalt oft mit Genauigkeitsgrenzen bescheiden müssen, die sonst bei technischen Messungen nicht genügend erscheinen. Das gilt besonders bei Versuchen im Freien, wo der fast nie ganz fehlende und immer unruhige Wind eine beständige Störungsquelle bildet. So konnte Langley bei seinen großartigen Widerstandsmessungen schon bei dem einfachsten Falle der senkrecht gestellten Platte für den schließlichen Gesamtmittelwert nur eine Sicherheit von 10 vH in Anspruch nehmen<sup>1)</sup>.

Nach Langleys zahlreichen Versuchen mit Rechteckplatten von verschiedenem Breitenverhältnis in Schrägstellung hat R. Sorrau<sup>2)</sup> eine empirische Widerstandsformel aufgestellt,

die den Einfluß der Form mit berücksichtigt und die Versuche sehr genau wiedergeben soll. Sie enthält als Sonderfall die bekannte Formel von Duchemin für quadratische Platten (vergl. Fig. 7). Sorrau behauptet, daß seine Formel durch einfache Abänderung zweier Konstanten auch für gewölbte Flächen brauchbar gemacht werden kann.

Noch weniger Sicheres als über die Größe wissen wir über die Lage der Widerstandsmittelkraft an schräg gestellten Platten. Wie das nach dem Avanzinischen Gesetz für Wasser bekannt ist, so wandert auch in der Luft die Widerstandskraft mit von  $90^\circ$  an abnehmender Neigung allmählich aus der Plattenmitte nach vorn. Ihre Richtung weicht, da unmittelbar an den Plattenflächen meist nur geringe Geschwindigkeiten obwalten und die Reibung deshalb wenig Einfluß hat, im allgemeinen von der Senkrechten zur Plattenfläche nicht stark ab.

Die Ueberlegenheit leicht gewölbter Flächen mit mehr oder weniger stumpfer Abrundung vorn und scharfem Verlauf nach hinten ist zuerst von O. Lilienthal und H. F. Phillips erkannt worden. Phillips nahm 1884 ein englisches Patent darauf und berichtet 1885 über primitive Versuche mit kleinen Modellen in einem Dampf-Luft-Strahl<sup>1)</sup>. Lilienthal arbeitete jedoch schon seit 1874 mit solchen Flügeln. Seine ausgezeichneten Messungen sind noch heute in Deutschland und im Ausland fast die einzige wissenschaftliche Grundlage zur Beurteilung dieser wichtigen Flugorgane<sup>2)</sup>.

Die gute Wirkung gewölbter Flügel beruht zunächst auf Vermeidung der bei schrägen Platten noch am Vorderrand ansetzenden Diskontinuitätsfläche. Vielfach wird angenommen, daß das am besten erreicht wird, wenn man die Eintrittstangente in die Bewegungsrichtung legt, Fig. 12. In der Tat liegt es nahe, sich vorzustellen, daß dann die noch ungestörten, parallelen Stromfäden stofflos geteilt werden. Führt

Fig. 12.

Strömung an gewölbtem Flügel. (Falsche Vorstellung.)



man die Wölbung dann in sanftem Bogen in die geneigte Richtung der Austrittstangente über, so sollte man meinen, daß die günstigste, wirbelfreie Strömung entstehen müßte. Oft wird die Bedingung hinzugefügt, daß der Luft eine gleichförmige Beschleunigung nach unten erteilt werden soll, was eine parabelförmige Wölbung verlangt. Auf dieser Annahme sind denn auch verschiedene neuere Arbeiten über Flügelwirkung aufgebaut, so die schon früher erwähnten von Wegner-Dallwitz und von A. Baumann; auch angesehene Konstrukteure haben sie sich zu eigen gemacht.

In Wirklichkeit kommt aber noch ein aus der Anschauung nicht leicht vorherzusehender Umstand hinzu, der die Frage verwickelter macht, zugleich aber besonders günstige Folgen für die erzielbare Kraftausnutzung hat. Es ist zwar noch nicht theoretisch oder durch Versuche scharf bewiesen, aber es steht nach Erfahrungen und Ueberlegungen doch schon hinlänglich fest, daß sich bei zur Bewegungsrichtung paralleler Eintrittstangente die in Fig. 12 angenommene Strömung tatsächlich nicht einstellt, sondern daß auch dann noch an der Vorderkante eine Diskontinuitätsfläche ansetzt und Wirbel ähnlich Fig. 10 oder 11 erzeugt werden. Jedenfalls wissen wir bereits aus Lilienthals Versuchen, daß die günstigsten Fälle, d. h. das höchste Verhältnis von Auftrieb zum Vortrieb, erst erreicht werden, wenn die Eintrittstangente ziemlich erheblich abwärts geneigt ist.

In Lilienthals Kurven fällt es auf, was noch wenig beachtet wird, daß seine Flächen auch dann noch einen erheblichen Auftrieb ergeben, wenn die Wölbungssehne in die Bewegungsrichtung gebracht wird. Kämen die Stromfäden,

<sup>1)</sup> Experiments in Aerodynamics, Washington 1902 S. 99.

<sup>2)</sup> Mémoires de la Société des Ingénieurs Civils de France, Juli 1908 S. 27.

<sup>1)</sup> Phillips, Engineering 1885 S. 167.

<sup>2)</sup> Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst, Kurventafel I bis 7.

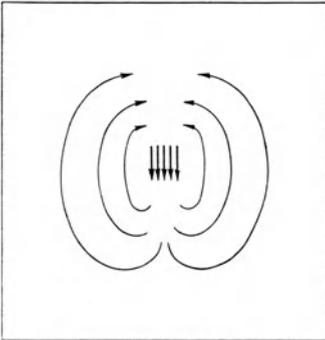
wie obige Annahme voraussetzt, dem Flügel parallel entgegen, so würden sie in diesem Falle schon nach oben abgelenkt, eher also einen Druck nach unten erzeugen. Neuere Versuche mit ähnlichen Flügelformen, auch als Flügel von Schrauben am Festpunkt, haben aber die für Lilienthal selbst zuerst sehr befremdliche und darum von ihm schon sehr gründlich nachgeprüfte Erscheinung vollauf bestätigt. Dabei kann der Flügel sogar auf der Druckseite eben sein, wenn nur der Rücken gewölbt ist. Die neutrale Lage, wo der Druck quer zur Bewegungsrichtung gleich null wird, tritt stets erst bei erheblich negativer Neigung der Sehne zur Bewegungsrichtung ein, nahezu erst dann, wenn die Austrittstangente des Flügels zur Bewegungsrichtung parallel ist.

Diese Wirkung erklärt sich daraus, daß sich die Luft vor dem gewölbten Flügel bereits in einer aufsteigenden Bewegung befindet, und wir werden uns überzeugen, daß das auch schon bei einer ebenen Platte in Schrägbewegung der Fall sein muß.

Innerhalb eines flüssigkeiterfüllten Raumes muß jede Bewegung irgend eines Volumens von einer entgegengesetzten Bewegung begleitet sein, welche den Austausch zwischen dem von jenem Volumen neu in Anspruch genommenen Raume und dem von ihm freigegebenen vermittelt. Bei Drachenflächen handelt es sich, da ihr eigenes Volumen kaum eine Rolle spielt, nur um den niedergesandten Luftstrom und

Fig. 13.

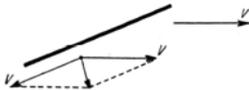
Nicht fortschreitende Störung.



seinen Rückaustausch. Würde solch ein Strom an einem gegenüber der umgebenden Luft festen Punkte durch beliebige Ursache erzeugt, so würde die Luft offenbar allseits gleichmäßig nach oben zurückkehren, wie in Fig. 13 angedeutet. Der Rückfluß ist nahe der Störungsstelle am stärksten, in abnehmendem Maße nehmen aber auch weitabliegende Punkte des Raumes daran teil. Eine gleichförmig fortschreitende Schrägfläche zieht einen niedergehenden Luftstrom hinter sich her, der aber zugleich eine nicht ganz unwesentliche, nach vorn gerichtete Komponente haben muß, Fig. 14

Fig. 14.

Fortschreitende Störung an Schrägfläche.



(nach der üblichen Annahme). Folglich muß ihn auch eine aufsteigende Gegenströmung begleiten, und es fragt sich nur, wo sie stattfindet. Diese Frage ist es, welche die irrige Annahme einer Strömung nach Fig. 12 übergeht. Man nimmt stillschweigend an, daß der Rückaustausch nur hinten stattfindet, wenn der Flügel vorbeigezogen ist. Dazu besteht aber um so weniger Grund, als die niedergehende Luft-

masse vorwiegend nach vorn gedrängt wird. Dieses Umstandes wegen könnten wir im Gegenteil sogar vermuten, daß die Luft vorwiegend von emporquillt. Sicherer darüber können wir freilich aus reiner Anschauung nicht herleiten.

Betrachten wir unter diesem Gesichtspunkte nochmals die oben in Fig. 9 wiedergegebene hydrodynamische Lösung der dealströmung an der ebenen Schrägfläche. Da sie den Sogstrudel nicht vorsieht, so dürfen wir von ihr um so eher auf solche Fälle schließen, wo durch stoßfreien Verlauf eine wirbelfreie Strömung erreicht ist. Wir sehen, daß die aufsteigende Bewegung gleichmäßig vor und hinter der Fläche stattfindet. Das Bild ist vollkommen symmetrisch, wir können Vorder- und Rückseite vertauschen. Schon weit vor der Fläche beginnen sich die Stromlinien zu heben, und mit Annäherung an die Fläche steigen sie immer mehr. Alle Stromlinien, auch die unterhalb der neutralen Schicht, sind vorn im Aufsteigen begriffen. Unter der Fläche wird ein Teil nach unten abgelenkt; sie wenden sich nachher wieder nach oben, um in asymptotischer Annäherung ihre ungestörte Lage wieder zu erreichen. Auch in den Ahlbornschen Photographen ist die aufsteigende Bewegung vorn deutlich zu erkennen.

Man kann kaum im Zweifel sein, daß die aufsteigende Bewegung vorn nicht vermindert wird, wenn man die Fläche vorn in die Bewegungsrichtung umbiegt. Erst wenn die Eintrittstangente genügend abwärts geneigt wird, ist stoßfreier Eintritt möglich.

Lanchester, der diese Fragen in seinem Buche<sup>1)</sup> ausführlich behandelt, sieht die Ursache der aufsteigenden Strömung vor der Fläche in dem von H. Lamb<sup>2)</sup> aufgestellten wichtigen Satze, daß ein umströmter Körper nur dann eine quer zur Stromrichtung wirkende Reaktion empfängt, wenn sich im Strom eine kreisende Bewegung zu der geradlinig fortschreitenden gesellt, sich mit dieser also überlagert. Lamb nimmt die beiden Bewegungen als gegeben an und untersucht das resultierende Bewegungssystem. Ausgangspunkt sind bei ihm also die Bewegungen als solche und nicht die Umrißform des umströmten Körpers; dieser ist vielmehr möglichst einfach, nämlich als Kreiszyylinder (von unendlicher Länge quer zur Stromrichtung) angenommen. Er hat den obigen, für die vorliegende Frage offenbar höchst wichtigen Satz übrigens nur ganz abstrakt, ohne jede Bezugnahme auf Drachenwirkungen und dergl. aufgestellt. Seine Bedeutung ist indessen leicht zu verstehen, wenn man ihn so ausspricht: Wenn an einem wagrecht durch die Luft bewegten Körper eine senkrecht nach oben gerichtete Reaktion entstehen soll, so müssen die Stromlinien der Luft (bezogen auf den ruhend gedachten Körper) eine Kreisbewegung in dem Sinne aufweisen, daß sich ihre Geschwindigkeiten über dem Körper zu der fortschreitenden addieren, unten von ihr subtrahieren. Dann entstehen nämlich oben große Geschwindigkeiten, also niedrige Drücke, unten kleine Geschwindigkeiten und entsprechend höhere Drücke.

Wie man sieht, ist es eigentlich ein *circulus vitiosus*, wenn Lanchester in diesem Lambschen Satze den Beweis für die Aufwärtsbewegung der Luft vor einem schrägen Flügel erblickt. Der Satz spricht die Notwendigkeit dieser Bewegungsart für den gewollten Zweck, nämlich die Hebewirkung aus, sagt aber nichts über ihre Entstehung bei dieser oder jener Querschnittsform.

Die Lambsche kreisende Bewegung ist übrigens nicht mit einer Rotation zu verwechseln, die Wirbelung bedeutet. Kreisende Bewegung ohne Wirbel ist in einer reibungslosen Flüssigkeit, wie die hydrodynamische Theorie sie bei solchen Ableitungen voraussetzt, in einem einfachen Raume überhaupt unmöglich; nur in einem durchteilten, »doppelt zusammenhängenden« Raume kann eine in sich zurücklaufende Ringströmung um die den Raum durchteilende Oberfläche (innere Raumbegrenze) herum ohne Wirbel stattfinden. Ein Drachenflügel stellt im einfachen Luftraum solch eine Durchteilung dar, wenn man ihm quer zur Bewegungsrichtung genügende Ausdehnung gibt, um den Einfluß der Enden vernachlässigen zu können. Damit fällt dann auch die Möglichkeit von Bewegungen in der Breitenrichtung fort, und der

1) Aerodynamik § 79 u. f.

2) Hydrodynamik S. 88.

Vorgang kann in einer Profilebene zweidimensional vollständig dargestellt werden.

Die Kreisbewegung im Sinne des Lambschen Satzes bedeutet z. B. bei nach links fortschreitendem Flügel eine Drehung nach rechts, wie in Fig. 15 angedeutet. Es sind aber nicht die absoluten Bahnen der einzelnen Luftteilchen, welche so den Flügel umkreisen. Die Stromlinien geben nur die Richtung an, in der sich die Teilchen in einem bestimmten Augenblick des Vorüberganges des Flügels bewegen sollen. Die absoluten Bahnen sind vielmehr kleinere, in sich geschlossene Kurven, die nur überall den für die Stromlinien angegebenen Drehungssinn haben müssen. Wenn, wie bei der ebenen Schrägfläche, die aufsteigende Gegenströmung zum Teil hinten stattfindet, so widerspricht die Bewegung in diesem Teile offenbar dem günstigsten Drehungssinne. Am günstigsten wird die Bewegung also sein, wenn die Luft überhaupt nur vorn emporsteigt. Wir können somit auch sagen: Gelingt es, den Flügel so zu formen, daß die Gegenströmung nur vorn vor sich geht, so kommt die zur Abwärtsbeschleunigung aufgewandte Arbeit der Tragwirkung wieder zugute. Der Lambsche Satz verlangt also für die günstigste Strömung, daß das Aufsteigen der Luft nur vorn vor sich geht.

Dann ist, wenigstens in der vollkommenen Flüssigkeit, sogar eine Bewegung möglich, die einen Auftrieb erzeugt, ohne überhaupt Arbeit zu verzehren.

Die abwärts geneigte Eintrittstangente befördert offenbar die vorn aufwärts gerichtete Bewegung, die, wie wir sahen, bei schrägem Flügel in jedem Falle, selbst schon wenn er eben ist, mehr oder weniger vorhanden sein muß. Scheinbar geschieht das unter Aufwand einer unnötigen Beschleunigung

Fig. 16.

Strömung an gewölbtem Flügel. (Richtige Vorstellung.)

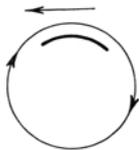


ungsarbeit. Aber diese Arbeit ist nur im Beginn einer solchen Bewegung einmal zu leisten. Im stationären Zustand unterhält sich dann diese Bewegungsart von selbst, indem die Bewegungsenergie der hinten absteigenden Luft in dem vorn aufsteigenden Strome vollständig wieder nutzbar gemacht wird. Wenn dagegen ein Teil der Luft hinten aufsteigt, so kann ihre Bewegungsenergie der Hebewirkung nicht mehr zugute kommen.

Wir haben uns also die günstigste Flügelform und den entsprechenden Strömungsvorgang etwa nach dem in Fig. 16 gezeichneten Bilde zu denken und verstehen nun die Ursachen, die bei Lilienthalschen Versuchen und auch bei den praktischen Erfahrungen der Flugtechniker eine der unmittelbaren Anschauung befremdlichen Flügelform als die günstigste erscheinen läßt. Zur Kennzeichnung einer solchen Flügelform genügt offenbar die übliche Art der Angabe des Wölbungsverhältnisses (größte Wölbungstiefe zu Flügeltiefe in der Flugrichtung) und des auf die Wölbungsehne bezogenen Stellungswinkels nicht vollständig. Die beiden Winkel der Ein- und der Austrittstangente gegen Sehne oder Flugrichtung müßten hinzugefügt werden. Von großer Wichtigkeit ist außerdem die Unterscheidung zwischen der unteren (Druck-) Seite und der oberen (Saug- oder Rück-) Seite des Flügels, die wegen der unvermeidlichen Flügeldicke bei zugeschärften Kanten notwendig verschiedene Wölbungen und verschiedene Ein- und Austrittswinkel haben müssen. Meist begnügt man sich mit Angaben für die Druckseite. Wichtiger wäre es aber, die Rückseite genau zu kennzeichnen, da sie wegen

Fig. 15.

Bewegungssinn der Kreisströmung nach dem Lambschen Satze.



der hier herrschenden größeren Geschwindigkeiten stärkeren Einfluß hat. Man bemerkt das auch sogleich bei Versuchen, wo, wie schon bemerkt, die Druckseite sogar eben sein kann, ohne die Wirkung wesentlich zu beeinträchtigen.

Es wird sich lohnen, diesen immerhin erst wenig geklärten wichtigen Vorgang noch unter anderm Gesichtspunkte zu betrachten. Verfolgen wir nochmals die Luftteilchen in ihren absoluten Bahnen beim Vorübergang eines Flügels. Sie müssen sich jedenfalls auf- und abbewegen und schließlich in ihre ursprüngliche Höhenlage zurückkehren. Es können aber nicht reine Auf- und Abwärtsbewegungen in einer Richtung sein; denn trotz der Elastizität der Luft wird die bei der Theorie der Wasserwellen angewandte Beweisführung auch hier stichhaltig sein, wonach aus Gründen der Kontinuität Bewegungen in einer Richtung stets auch mit querverrichteten Komponenten verbunden sein müssen. Die Teilchen machen also kreis- oder ellipsenartige Bahnen. Da die Bewegungsphasen mit der Fahrgeschwindigkeit des Flügels gleichförmig fortschreiten, so erhalten wir eine Bewegungsform, die mit der Bewegung der Wasserteilchen in Oberflächenwellen überhaupt einige Ähnlichkeit hat. Es ist eine erzwungene Schwingung; man könnte vermuten, daß sie sich nach dem Verschwinden ihrer Ursache als freie Schwingung noch wiederholen wird und erst allmählich abklingt. Könnte man die von der Drachenfläche berührte Luftschicht färben, so würde man dieser Vermutung nach hinter dem Drachen eine den Heckwellen eines Schiffes ähnliche Erscheinung nachziehen sehen, also eine Folge von Hebungen und Senkungen mit quer zur Fahrtrichtung liegenden Wellenkämmen und -tälern. Vor dem Drachen schon sähe man die entsprechende Luftschicht emporsteigen, wie das Wasser zur Bugwelle eines Schiffes.

Bei den Wasserwellen erweist sich die einfachste Annahme über die Bewegung der Teilchen mit der Kontinuitätsbedingung als vereinbar, daß sie nämlich in der Bewegungsebene liegende Kreise beschreiben. Die Aenderung des Halbmessers  $r$  dieser Bahnen nach der Tiefe ( $y$ ) muß dabei aber der Differentialgleichung

$$\frac{dr}{dy} = -\frac{2\pi}{\lambda} r$$

genügen, wobei  $\lambda$  die Länge der Wellen bedeutet. Die Herleitung dieser Gleichung ist, da es sich lediglich um die kinematische Bewegungsmöglichkeit in unelastisch gedachter Flüssigkeit handelt, auch auf unsern Fall übertragbar. Nur ihre spezielle Bedeutung ist vom Vorhandensein einer freien Oberfläche abhängig. Die Integration ergibt:

$$\ln r = C - \frac{2\pi}{\lambda} y;$$

für  $y = 0$  (Mittellinie der Kreisbahnen der Teilchen an der Oberfläche, deren Halbmesser  $= r_0$ ) ist  $C = \ln r_0$ , und man hat:

$$\ln r = \ln r_0 - \frac{2\pi}{\lambda} y \quad \text{oder} \quad r = r_0 e^{-\frac{2\pi}{\lambda} y}.$$

woraus sich die sehr rasche Abnahme der Halbmesser nach der Tiefe ergibt.

In der Luft gibt es keine Oberfläche. Wählen wir den Koordinatenanfang in der wagerechten Flugebene, so wächst  $r$  vorstehender Gleichung zufolge nach oben rasch ins Unendliche, wenn nämlich  $-y$  im Verhältnis zu  $\lambda$  groß wird. Nimmt man andererseits  $\lambda$  sehr groß an, etwa  $\lambda = \infty$ , so wird zwar  $r$  konstant, nämlich  $= r_0$ ; zugleich schreitet aber die Phase unendlich langsam fort, da bei der Ableitung die Drehgeschwindigkeit proportional der Fortschrittsgeschwindigkeit vorausgesetzt ist ( $\frac{d\varphi}{dx} = \text{konst.}$ ).

Freie Schwingungen dieser Art sind also an die Nähe einer freien Oberfläche gebunden. Andre Annahmen über die Gestalt der Bahn der Teilchen würden in dieser Hinsicht das Gleiche ergeben, es müßte denn eine Form geben, bei der die Wellenfläche zur mittleren Lage der Teilchen symmetrische Gestalt erhalte (und  $\frac{d\varphi}{dx}$  veränderlich wäre).

Nun handelt es sich hier aber um erzwungene Schwin-

<sup>1)</sup> Föppl, Vorlesungen über technische Mechanik, Leipzig 1901. Band 4 § 46.

gungen, und wir dürfen fragen, was entsteht, wenn in der Luft eine solche Schwingung von bestimmter Amplitude erzwungen wird. Nach obigem kann sie sich als freie Schwingung voraussichtlich nicht wiederholen; der erzeugte Ausschlag geht auf null zurück, ohne wieder emporzusteigen. Insofern ist das obige Phantasiebild also gleich richtig zu stellen. Trotzdem dürfen wir die Bewegung aber noch als Einzelwelle betrachten. Denn einzelne Wellenberge ähnlicher Art mit  $\lambda = \infty$  sind in der Hydrodynamik schon bekannt. Sie können auch an der Wasseroberfläche erzwungen und ihr Verlauf kann analytisch verfolgt werden<sup>1)</sup>. Mit  $\lambda = \infty$  ist aber nach obigem wahrscheinlich, daß die seitlich nicht wiederkehrende Schwingung sich in senkrechter Richtung weithin fortzusetzen strebt; bei den zyklischen Wellen würde die Amplitude ( $r$ ) dann konstant.

An festen Raumbegrenzen muß indessen die Amplitude jedenfalls = null werden (auch deshalb sind freie Schwingungen im geschlossenen Raume unmöglich). Hier kann aber ein Reflexionsvorgang stattfinden, wobei die Schwingungsenergie einen Reaktionsdruck auf die begrenzende Wand ausübt, und so entsteht die Möglichkeit, wenn auch durch winzigste Luftbewegungen den Druck des Flügels bis auf den Erdboden zu übertragen. Die Schwingungsamplituden werden wohl schon in ziemlicher Nähe des Flügels verschwindend klein; zugleich dehnt sich der Wirkungsbereich weit nach vorn und hinten aus.

Denn ein solcher Druckausgleich mit der Erde muß in jedem Falle dynamischen Fliegens, auch beim Drachenflug, stattfinden. Erinnern wir uns nochmals des eingangs erwähnten Wägetisches mit der Fliege. Man könnte ja auch einen Wright-Apparat in einem riesigen Gefäß herumfliegend und das Ganze an einer entsprechenden Wage aufgehängt denken. Dann muß der Drache stets restlos mitgewogen werden, einerlei ob er fliegt oder am Boden ruht. Exakter gesprochen: die zwischen dem Flugkörper und der Erde wirksame Schwerkraft muß, wenn sie durch die Luft als Zwischenglied abgestützt werden soll, an dessen beiden Seiten als Druck und Rückdruck angreifen.

Dr. E. Jacob, der Urheber jenes Fliegenversuches, vermutete als Mittel der Druckübertragung eine nicht näher definierte Wirkung, die er »strahlenden Luftdruck« nennt. Diese Bezeichnung könnte die Sache treffen, wenn thermodynamische Druckwellen, etwa den akustischen Schwingungen verwandte Kompressionswellen, zu vermuten wären. Daß solche Wirkungen aber eine große Rolle spielen, ist, wie schon früher bemerkt, wenig wahrscheinlich, wenn sie auch sicher nebenherlaufen und manche Geräusche beim Tierflug, z. B. das scharfe Klatschen aufliegender Tauben und anderer Vögel, bevor sie die zum Ruderflug nötige Geschwindigkeit erlangt haben, doch vielleicht mehr als nebensächliche Bedeutung haben mögen. Zutreffender als durch solche unwahrscheinliche thermodynamische Wellen wird der Vorgang jedenfalls durch das Bild einer hydrodynamischen Wellenbewegung dargestellt, zu dem unsre Betrachtungen geführt haben.

Wir sind indessen bereits seit Jahren im Besitze eines weit vollkommeneren Beleges für die hier bisher nur vermutungsweise gezogenen Folgerungen. Er ist bisher fast ganz unbeachtet geblieben, weil die betreffende Veröffentlichung allzu knapp über die einfachen, aus der Anschauung ableitbaren Vorstellungen hinweggeht, die sie voraussetzt, und die wir deshalb ausführlicher vorangestellt haben. Dr. W. M. Kutta<sup>2)</sup> hat den analytischen Ausdruck für ein Strömungssystem nach Fig. 17 gefunden, wobei ein nach einem Kreisbogen gewölbter Flügel ohne Dicke und von unendlicher Breite zugrunde gelegt und eine unsere Erörterungen entsprechende Strömung mit reiner Aufwärtsbewegung vorn vorausgesetzt ist. Seine nur im Endergebnis kurz mitgeteilte Rechnung besagt, daß das angenommene Strömungssystem hydrodynamisch möglich, d. h. mit dem Kontinuitätsgesetz und der Energiegleichung vereinbar ist. Er berechnet ferner daraus Druckwirkungen auf den Flügel, die mit den Lilienthalschen Versuchswerten in der Größenordnung über-

einstimmen. Wir können die dieser wichtigen Veröffentlichung zugrunde liegenden, aber darin nur durch ganz spärliche Hinweise angedeuteten Rechnungen hier nicht näher verfolgen. Wir dürfen demnach aber von der hydrodynamischen Theorie noch weitere Aufschlüsse über diese Fragen erwarten, die wertvoll sein werden, selbst wenn sie keine zahlenmäßigen Rechnungsgrundlagen, sondern nur qualitative Anhaltspunkte geben sollten.

Daß experimentelle Forschungen über die Luftwiderstandsfragen daneben noch lange unentbehrlich sein werden, dürfte nach alledem einleuchten.

#### Die experimentelle Forschung über Fragen des Luftwiderstandes.

#### Ueberblick und nähere Darstellung eines neuen Verfahrens.

Vom Standpunkt experimenteller Forschung gliedern sich die Fragen des Luftwiderstandes, wenn wir von ungleichförmigen Bewegungen zunächst ganz absehen, in folgende Gruppen:

1) Stirnwiderstand von symmetrischen Körpern. Bei vollständiger Symmetrie (Luftschiffkörper und dergl.) und Bewegungen nur in Richtung der Symmetrieachse ist die in dieser Achse wirkende Widerstandskraft die einzige zu messende Unbekannte.

2) Widerstand von schräg gestellten Platten oder Flügeln bei geradliniger Bewegung. Im allgemeinen Falle sind 6 Größen zu messen, um die Widerstandsmittelkraft nach Größe, Richtung und Lage zu bestimmen. Hat der Körper eine Symmetrieebene in der Bewegungsrichtung, so genügen 4 Bestimmungen.

3) Widerstandskräfte an kreisenden Schraubenflügeln und dergl.

Folgende Meßverfahren kommen in Frage:

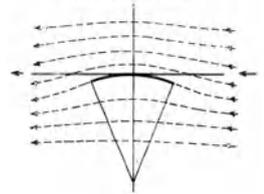
1) Schleppversuche mit gleichförmiger Bewegung durch ruhende Luft, also nach Art der gebräuchlichen Schiffsmodellversuche. Wegen praktischer Schwierigkeiten — große bauliche Anlagen, große mechanische Störungswiderstände im Vergleich zu den zu messenden Luftkräften — ist dieses Verfahren noch nirgends angewandt worden, obwohl es vom aerodynamischen Standpunkte das vollkommenste wäre.

2) Schleppversuche mit beschleunigter Bewegung. Ein Fallgewicht zieht mittels Drahtzuges einen Wagen auf waagrechter Bahn, der die Versuchskörper trägt. Auf einer vom Drahtzuge mit gedrehten Schreibtrommel wird, z. B. durch eine Stimmgabel, eine Zeit-Weg-Kurve verzeichnet, woraus die Geschwindigkeiten und mit der bekannten Beschleunigungskraft die Widerstände abgeleitet werden. Das vom Marine-Oberbaurat Wellenkamp für Schiffsmodellversuche ausgebildete Verfahren wird zurzeit von Geh. Marine-Baurat Schwarz auf der Kaiserlichen Wert in Kiel für Stirnwiderstandsmessungen an Luftschiffmodellen vorbereitet. Ergebnisse liegen noch nicht vor.

Hierher gehört auch das Verfahren von G. Eiffel; der Versuchskörper ist unmittelbar mit dem Fallgewicht verbunden; auch Schreibtrommel und Stimmgabel machen den freien Fall längs eines senkrechten Fährseiles mit. Die Widerstandskräfte werden durch zwischengeschaltete Meßfedern aufgezeichnet<sup>3)</sup>.

Beide Verfahren gestatten nur die Messung einer Kraftgröße; gleichzeitig noch weitere Wägevorrichtungen am Wagen oder am Fallgewicht anzubringen, würde die Einrichtung allzu verwickelt machen. Der Zustand gleichförmiger Geschwindigkeit wird wegen begrenzter Bahnlänge bzw. Fallhöhe bei den bisherigen Versuchen nicht erreicht. Die je-

Fig. 17.  
Kuttasche Strömung.



<sup>1)</sup> Wien, Lehrbuch der Hydrodynamik, Leipzig 1900 S. 212 u. f.

<sup>2)</sup> Illustr. Aeronaut. Mitteilungen 1902 S. 133.

<sup>3)</sup> Z. 1910 S. 13.

weils herrschende Strömung entspricht daher nicht ganz dem stationären Zustande. Man nimmt an, daß daraus erhebliche Fehler nicht entstehen, vermutlich mit Recht. Man kann sich aber darüber nicht sichere Rechenschaft geben.

### 3) Pendelversuche in ebener Bahn.

Die Beobachtung der Schwingungszeiten und Wege ergibt mit großer Genauigkeit die Geschwindigkeiten und Kräfte. Sie ist aber, weil die Versuchskörper abwechselnd vor und rückwärts gehen, auf doppelt symmetrische Körper (die auch noch quer zur Bewegungsrichtung eine Symmetrieachse haben) beschränkt. Der Zustand stationärer Strömung kann hier überhaupt nicht stattfinden.

Ausgezeichnete Versuche nach diesem Verfahren von Prof. A. Frank, Hannover, sind in dieser Zeitschrift<sup>1)</sup> veröffentlicht und kürzlich von W. Schüle mit den Eiffelschen Fallversuchen in Vergleich gestellt worden<sup>2)</sup>.

### 4) Versuche an Rundlaufvorrichtungen.

Die geradlinige Bewegung ist durch gleichförmige Kreisbewegung auf möglichst großem Durchmesser ersetzt.

Dieses Verfahren ist das älteste, meist benutzte und wurde in großem Maßstabe unter andern von Maxim, Langley, Dines, von Löbl, Mannesmann angewandt. Auch O. Lilienthals Messungen an gewölbten Flügeln sind zum größeren Teile so gemacht worden.

Fehlerquellen hierbei sind der nicht abschätzbare Einfluß der Fliehkraft auf die Strömungssysteme und ferner der »Mitwind«: die immer wieder durchgefahrene Luft wird aufgeführt und gerät mit ins Kreisen. Gleichzeitige Messung mehrerer Kraftkomponenten macht ziemlich erhebliche Schwierigkeiten.

### 5) Versuche im künstlichen Wind.

Der Bewegungszustand ist umgekehrt. In einem durch Gebläse erzeugten und durch sorgfältige Führungen, Siebe und dergl. möglichst gleichförmig gemachten Luftstrom sind die Versuchskörper ruhend aufgehängt. Man kann an Ort und Stelle mehrere Kraftkomponenten einzeln im beliebigen lange dauernden Beharrungszustand abwägen und alle sonst etwa noch gewünschten Messungen bequem vornehmen.

In kleinem Maßstabe sind solche Versuche von Ch. Renard, W. und O. Wright, Reabouchinsky und andern gemacht worden. Eine Anlage größeren Maßstabes (Windtunnel  $2 \times 2$  m) ist von Prof. Prandtl in Göttingen eingerichtet und von ihm in dieser Zeitschrift<sup>3)</sup> eingehend beschrieben worden, bei der durch große Sorgfalt eine so vorzügliche Abgleichung des Luftstromes gelungen ist, daß die sonst berechtigten Bedenken beseitigt sind, die Täuschungen durch noch vorhandene Turbulenz oder querverrichtete Geschwindigkeitskomponenten befürchten lassen.

Hier, wie bei den sonst bisher genannten Verfahren wird man sich wohl immer auf Untersuchungen an verkleinerten Modellkörpern beschränken müssen. Daraus entspringen gewisse Bedenken, die aber keineswegs den Wert solcher Versuche so weit in Frage stellen, wie das von praktischen Flugtechnikern vielfach behauptet wird. Die von H. v. Helmholtz in seiner schon oben erwähnten Arbeit zuerst klar formulierten Ähnlichkeitsgesetze zeigen den Weg, um die Ergebnisse von Modellversuchen in richtiger Weise auf große Körper zu übertragen; sie ergeben auch die Grenzen der Anwendbarkeit solcher Versuche. Danach sind derartige Versuche, und zwar besonders das Windtunnelverfahren, fraglos am besten geeignet zur Beantwortung der mannigfaltigen offenen Fragen, insbesondere nach Größe, Lage und Richtung der Luftkräfte an Flügelflächen und ihren Aenderungen bei Stellungsänderung.

Indessen ist nicht zu verkennen, daß ein Bedürfnis bestehen bleibt, auch Messungen der Luftkräfte an Körpern voller Größe, womöglich an fertigen Flugapparaten, vornehmen zu können. Einen Windtunnel von solcher Größe, daß er eine ganze Flugmaschine aufnehmen könnte, werden wir schwerlich je besitzen. Zur Prüfung vollständiger Maschinen ist man also auf Versuche im Freien angewiesen.

Das klassische und bisher einzige bekannte Verfahren zur Ausführung von Versuchen im Großen ist der Lilien-

thalsche Gleitflug in aufsteigendem Winde an Berghängen, eine Erfindung von größter Bedeutung, die Lilienthal und seine Schüler, Wright, Ferber und andere, nicht nur zur persönlichen Übung und zum Sammeln allgemeiner Erfahrungen über die Tragfähigkeit und die Stabilität ihrer Apparate, sondern auch zur Erlangung zahlenmäßiger Unterlagen für Luftwiderstandsrechnungen benutzten. Man hat so die nötigsten Anhaltspunkte gesucht und gefunden, um beim Uebergang zu Maschinen mit Kraftantrieb die Größenverhältnisse einigermaßen zu berechnen. Man ermittelte z. B. den durch die Treibschrauben zu überwindenden Flugwiderstand aus dem Gefälle der Gleitflugbahn, deren Neigungstangente bei wagerechter Windrichtung ein Maß für den Widerstand gibt. Für genauere und ausgedehntere Versuche ist dieses Verfahren begreiflicherweise zu unsicher und zu umständlich. Die praktischen Schwierigkeiten des Gleitfluges, der schon einen wohl ausgebildeten Apparat und einen geschickten und beherzten Flieger voraussetzt, werden oft unterschätzt. Nur durch jahrelange Ausdauer sind die genannten Pioniere damit zu einem für die ersten und nötigsten Zwecke hinreichenden Ergebnis gekommen.

Leicht ausführbar und für viele Fragen sehr wertvoll sind wiederum Gleitflugversuche mit kleinen Modellen, wie sie besonders F. W. Lanchester<sup>1)</sup> planmäßig ausgeführt hat. Sie spielen sich im geschlossenen Raume bei ruhender Luft ab, sind also den Störungen durch die Unruhe des in Stärke und Richtung beständig wechselnden freien Windes entzogen, die bei Gleitflugversuchen im Großen allein schon eine einigermaßen sichere Bestimmung der Relativgeschwindigkeit und der Angriffswinkel außerordentlich erschweren.

Die besten Versuche im Großen, an die vorläufig freilich kaum zu denken ist werden in Zukunft vielleicht einmal dadurch möglich werden, daß man eine wirkliche Flugmaschine mit den erforderlichen Meßvorrichtungen versieht.

Indessen besteht noch eine Möglichkeit, Versuche im großen Maßstabe mit verhältnismäßig sehr einfachen Mitteln auszuführen, wenn man den Wind selbst benutzen kann, um an großen Apparaten ohne Fortbewegung, wie an Modellen im Windtunnel, die Luftkräfte zu bestimmen. Wie weit die Unruhe des Windes solche Messungen erlaubt, ist nicht voraussehen. Von mir bezw. von der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie sind in Lindenberg einige derartige Versuche gemacht worden, die im folgenden etwas näher besprochen werden sollen.

### Messungen des Luftwiderstandes an einem Gleitflugzeug<sup>2)</sup> im freien Winde.

Es handelt sich hier also zunächst um das Verfahren als solches, und die Ergebnisse sollen mehr als ein Beispiel dafür, als um ihrer selbst willen mitgeteilt werden. Die Meßvorrichtungen waren auf das einfachste improvisiert worden. Trotzdem und trotz der Unruhe des Windes liefern die Versuche recht brauchbare Mittelwerte, die bei der Spärlichkeit derartiger Erfahrungsangaben doch auch an sich schon Beachtung verdienen dürften.

Der Berliner Verein für Luftschiffahrt hatte im Frühjahr 1908 von der Firma Frères Voisin in Paris ein Gleit-

<sup>1)</sup> Aerial Flight, Band II, Aerodnetics.

<sup>2)</sup> Ich vermeide, das Wort »Flieger« auf Flugapparate anzuwenden, weil dies die natürliche deutsche Bezeichnung für den »Aviateur« oder »Piloten« ist. Wir brauchen notwendig einen kurzen Namen für den schon bestehenden Berufstand und die künftige Soldateneinrichtung. Bis jetzt fehlt es ganz an einem deutschen Wort dafür. Man überzeugt sich aber nach zahllosen Beispielen leicht, daß im Deutschen die Ableitung eines Hauptwortes auf »er« regelmäßig die ausübende Person und nicht die benutzte Sache bedeutet. (Fahren-Fahrer-Fahrzeug, Spielen-Spieler-Spielzeug, Reiten, Schreiben, Schneiden usw.) Vereinzelte Ausnahmen sind immer doppelsinnig.

Auf meine dahin zielende Bemerkung gelegentlich eines Vortrages im Berliner Verein für Luftschiffahrt (III. Aeronaut. Mittelteil. 1909 S. 477) hat der inzwischen leider verstorbene Hr. Oberstleutnant Moedebeck das Wort »Fluzeug« für Flugmaschine vorgeschlagen. Eine derartige Regelung ist in der Tat unentbehrlich. Der Vorschlag hat sich gegen manchen Widerspruch allmählich durchgesetzt und soll auch hier angenommen werden. Eine Beschlußfassung des Deutschen Luftschiffverbandes in diesem Sinne ist bei seiner nächsten Tagung wahrscheinlich

<sup>1)</sup> Z. 1906 S. 593; 1908 S. 1522.

<sup>2)</sup> Z. 1910 S. 12 u. f.

<sup>3)</sup> Z. 1909 S. 1711.

flugzeug bezogen, das mangels anderer geeigneter Orte in der Nähe von Berlin nach Lindenberg gebracht und von einigen Berliner Herren im Sommer 1908 zu Gleitflugversuchen benutzt wurde. Der Eifer dafür erlahmte aber bald, weil jedesmal, wenn die Herren herauskamen, der Wind ausblieb. Später wurde der Apparat auch mir zur Verfügung gestellt<sup>1)</sup>.

Die Versuchsanordnung übersieht man leicht aus Fig. 18 und 19 und dem Schema Fig. 20. Der Drache ist an der Stirnseite gefesselt und schwebt, mit Gewichten beschwert, frei im Winde, derart, daß das Fesselseil wagerecht nach seinem Befestigungspunkt an der Spitze eines 8 m hohen Mastes läuft. Die senkrechten Kielflächen des Dämpfungsschwanzes stellen den Drachen stets von selbst in die Windrichtung. Die Richtung des Fesselseiles stimmt also überein mit der Richtung, in welcher eine Schraube den Drachen treiben müßte, wenn er, anstatt im Winde an Ort und Stelle zu schweben, in umgekehrter Bewegung durch ruhende Luft fliegen sollte. Das Seil läuft an der Spitze des Mastes über eine leicht drehbare, sich nach der Richtung einstellende Rolle und greift unten an einer Federwage an, welche somit den Seil- oder Schraubendruck  $S$  unmittelbar anzeigt. Dies ist die wagerechte Komponente des Luftwiderstandes oder der »Flugwiderstand«. Die senkrechte Komponente oder Tragkraft ist gleich der gehobenen Last  $P$ . Damit ist schon die wichtigste Wertziffer  $P:S$  zur praktischen Beurteilung einer Drachenbauart gegeben. Weiter sind vor allem die Fluggeschwindigkeit  $V$  und der Flugwinkel von Wichtigkeit. Die Relativgeschwindigkeit des Drachens zur Luft ist in unserm Falle offenbar gleich der Geschwindigkeit des Windes, der den Drachen trägt. Sie wurde anfänglich mit einem Anemometer der gebräuchlichen Art gemessen. Zur raschen Erlangung von Augenblickswerten, worauf es hier vor allem ankommt, sind derartige Instrumente aber wenig geeignet, auch zu unhandlich, wenn man sie, um auf gleiche Höhe mit den Drachen zu kommen, auf langer Stange handhaben muß. Später konnte schon ein von uns für solche Zwecke hergestellter, auf manometrischer Grundlage beruhender Windmesser benutzt werden, der sich vortrefflich bewährt hat. Man sieht ihn in Fig. 18 im Hintergrunde auf dünner Stange. Er besteht aus einer nach dem Venturi-Prinzip wirkenden Düse<sup>2)</sup>, welche die kleinen, sonst nur durch Mikromanometer umständlich meßbaren pneumometrischen Druckunterschiede so weit vergrößert, daß man sie an einer einfachen Flüssigkeitssäule hinreichend genau ablesen kann. Sie wird nach einer darüber angebrachten Windfahne in den Wind gestellt. Die Eichung erfolgte am Rundlaufapparat; ein Vergleich mit dem Anemometer im Winde gab gute Uebereinstimmung.

Zu den Versuchen war ein Ort auf dem gedehnten Rücken des die ebene Umgebung um etwa 20 m überragenden Hügels des Königlichen Aeronautischen Observatoriums Lindenberg gewählt worden<sup>3)</sup>, an dem, wie durch viele Beobachtungen mit Wollfäden und Windfahnen festgestellt wurde, die Winde verhältnismäßig ruhig und recht genau wagerecht waren. Zur Beobachtung des Stellungswinkels wurde der Drache mit einer einfachen Winkelskala versehen, deren Anordnung Fig. 21 und 22 zeigen. Mit dem Seile, welches die Nutzlast (Sandsäcke) trägt, und dessen Länge so bemessen ist, daß sich die Gewichte in der Versuchstellung nur wenig (rd. 1 m) vom Erdboden erheben, ist ein Zeiger verbunden, der durch die Gewichte mittels elastischer Schnur stets lotrecht abwärts gerichtet wird. Er spielt auf einer an den Griffstangen des Drachens befestig-

ten, also mit diesem schwingenden Winkelskala, deren Mittelpunkt mit dem Befestigungspunkte der Belastungsgewichte übereinstimmt<sup>1)</sup>. Skala und Zeiger sind doppelseitig und in solcher Größe ausgeführt, daß man an dem 7 m hoch schwebenden Drachen die Winkelstellung deutlich genug von unten aus ablesen kann. Fig. 23 gibt ein Bild dieser Einrichtung und des ganzen Drachens aus größerer Nähe.

Bei wagerechter Windrichtung ergibt sich daraus ohne weiteres der Einfallwinkel der Luft zu den Drachenflächen.

Diese Meßvorrichtungen waren, wie man sieht, äußerst einfach. Es sollte eben zunächst nur erprobt werden, inwieweit man den Wind überhaupt zu wissenschaftlichen Messungen benutzen kann. Um so mehr lassen die erlangten Ergebnisse es aussichtsreich erscheinen, das Verfahren durch Anwendung feinerer, gut gedämpfter und etwa selbsttätig auf

Fig. 18.



Fig. 19.

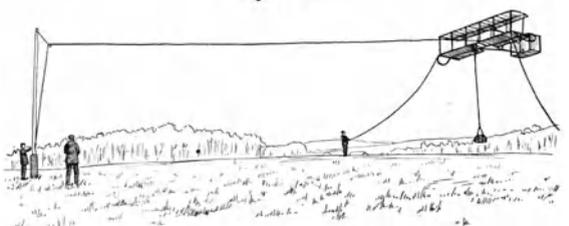
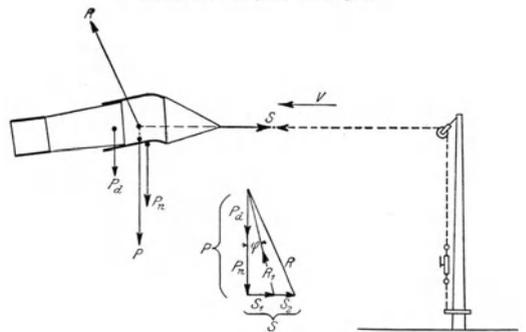


Fig. 20.

Versuchsanordnung und Kräfteplan.



eine gemeinsame Schreibtrommel aufzeichnender Meßgeräte zu vervollkommen. Dadurch werden sich die Beobachtungsfehler fast ganz beseitigen lassen, die jetzt wegen beständiger Schwankungen aller Meßgeräte und wegen der Schwierigkeit genau gleichzeitiger Beobachtungen an den räumlich zu weit getrennten Stellen unvermeidlich bleiben. Das ist also bei Beurteilung der folgenden Ergebnisse zu berücksichtigen.

Die Bauart des Versuchsdrachens ist in Fig. 24 bis 26

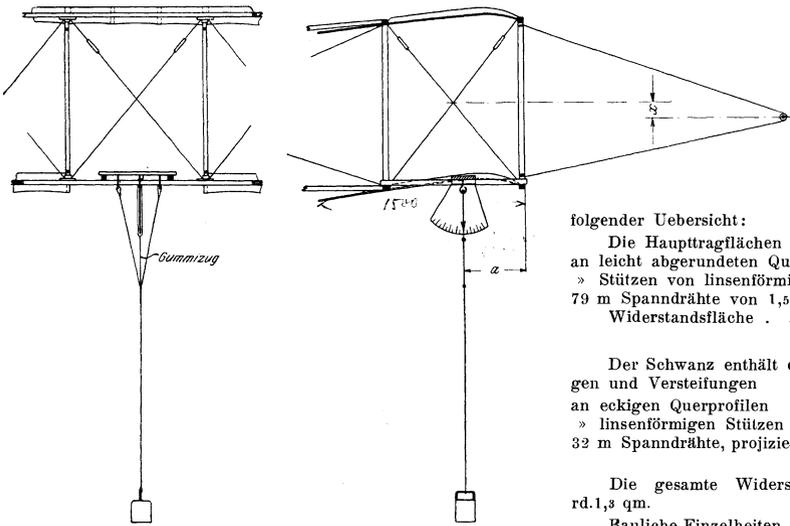
<sup>1)</sup> Dem technischen Ausschuß des Berliner Vereines, insbesondere Hrn. Geh. Reg.-Rat Prof. Busley und Hrn. Prof. Dr. R. Süring, möchte ich auch an dieser Stelle für die freundliche Ueberlassung des Apparates bestens danken.

<sup>2)</sup> In meiner Arbeit über Dampfmengenmessung (»Mitteilungen über Forschungsarbeiten« Heft 37 S. 43 u. f.) unter »Stodola-Verfahren« ausführlich behandelt; vergl. auch Z. 1909 S. 145.

<sup>3)</sup> Für die Erlaubnis zur Benutzung des Platzes, sowie für mancherlei Unterstützung bin ich dem Direktor des Observatoriums, Hrn. Geh. Reg.-Rat Prof. Dr. R. Abmann, zu lebhaftem Dank verpflichtet. Auch danke ich Hrn. Dr. Coyn für die nicht geringe Bemühung bei Aufnahme der Photographien, nach denen die beigefügten Abbildungen hergestellt sind.

<sup>1)</sup> Leichtes Pendeln der Gewichte stört wenig; Fehler durch Schrägstellung des Pendels unter dem Winddruck sind klein. Bei besserer Einrichtung ist beides leicht zu vermeiden.

Fig. 21 und 22.



Der ganze Drachen wiegt einschließlich der für die Versuche angebrachten Hülfssteile (1,5 kg) fast genau 40 kg. Die Festigkeit reicht aus für eine Nutzlast von 80 bis 100 kg an den Griffstangen.

Die für den wagerechten Flugwiderstand in Frage kommenden Stirnflächen ergeben sich aus

folgender Uebersicht:

Die Haupttragflächen enthalten	
an leicht abgerundeten Querprofilen . . . . .	0,700 qm
» Stützen von linsenförmigem Querschnitt . . . . .	0,235 »
79 m Spanndrähte von 1,55 mm Dmr., projizierte	
Widerstandsfläche . . . . .	0,122 »
insgesamt	1,057 qm

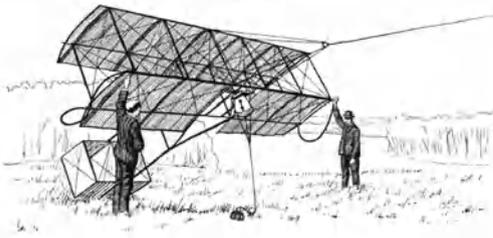
Der Schwanz enthält einschließlich seiner Befestigungen und Versteifungen	
an eckigen Querprofilen . . . . .	0,111 qm
» linsenförmigen Stützen . . . . .	0,060 »
32 m Spanndrähte, projizierte Widerstandsfläche	0,050 »
insgesamt	0,221 qm

Die gesamte Widerstandsfläche  $F_1$  beträgt mithin rd. 1,3 qm.

Bauliche Einzelheiten zeigen Fig. 30 bis 38, und zwar Fig. 30 und 31 in Aufriß und Grundriß die Verbindung der Hauptrippen der oberen Tragfläche mit den vorderen, Fig. 32 und 33 mit den hinteren Querträgern. Der Spannungsstoff ist einfach und mit aufgenähten Taschen versehen, die über die Profilrippen passen. Die Hülfsrippen sind 1 cm dick, 2 cm hoch. Fig. 34 zeigt eines der 80 vorhandenen Spannschlösser zum Anziehen der 1,5 mm starken Spanndrähte, die den fast würfelförmigen Fachwerkabteilungen Steifigkeit verleihen, Fig. 35 und 36 den Gabelungspunkt in den Trä-

dargestellt. Es ist die normale Doppeldeck-Anordnung mit Schwanzzelle, wie sie von Chanute zuerst angewandt wurde. Die Trag- und Dämpfungflächen sind nach Größe und Anordnung in Fig. 27 und 28 übersichtlicher zu sehen. Die Hauptflächen haben die in Fig. 29 dargestellte Wölbungsform. Sie ist flacher, als sie von Voisin sonst, selbst auch bei Motorapparaten, angewandt wird. Der größte Wölbungspeil bei  $\frac{1}{3}$  der Flächenbreite von der Vorderkante aus beträgt nur etwa  $\frac{1}{25}$  der Flächenbreite. Die Sehne der Wölbung ist um rd.  $4^\circ$  gegen die Grundlinie des Gestelles und somit auch gegen die wagerechten Dämpfungflächen des Schwanzes geneigt. Wegen der Nachgiebigkeit der Flügelhinterränder wird sich dieser Winkel durch den Luftdruck noch etwas verkleinern. Die Stellungswinkel  $\alpha$  sind

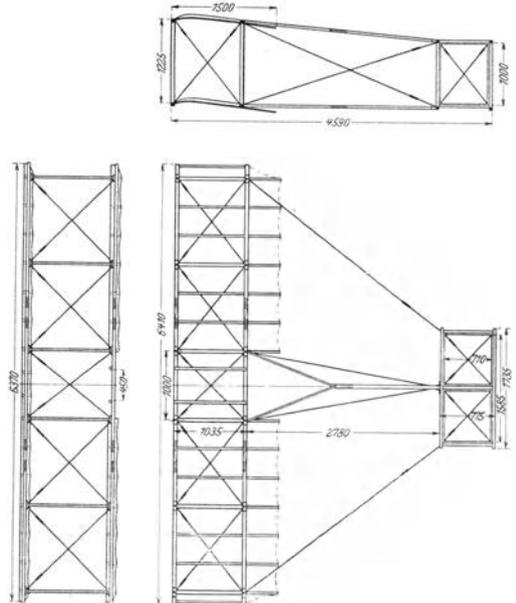
Fig. 23.



deshalb im folgenden zunächst auf die Konstruktionsgrundlinie bezogen. Die unteren Flügel lassen in der Mitte einen Raum von 1 m Breite für den Flieger frei, der beim Gleitflug an den beiden Griffstangen von 460 mm Abstand hängt. Die oberen Flügel enthalten 9,58, die unteren 8,07, zusammen also 17,65 qm Tragfläche. Die rd. 3,8 m hinter den Flügeln angeordnete Schwanzzelle hat oben und unten je 1,1 qm ebene Horizontalbespannung und außerdem 3 ebene Vertikalflächen (»Kieflflächen«) von je 0,71 qm. Bei den folgenden Rechnungen ist der Unterschied zwischen den gewölbten und ebenen Tragflächen vernachlässigt und einfach mit der Gesamtfläche  $F_1$  gleich 19,85 qm gerechnet worden; rd. 12 vH davon sind also eben und stehen um 3 bis  $4^\circ$  flacher.

Fig. 24 bis 26. Versuchsdrachen.

Maßstab 1 : 80.



gern der Schwanzzelle und Fig. 37 und 38 deren Verbindung mit dem hinteren Ende jener Gabelstangen.

Die Fesselung des Drachens bei den Versuchen ist aus Fig. 21 und 22 genauer zu ersehen. An den beiden mittelsten Vertikalstreben vorn ist beiderseits oben und unten ein dünnes Drahtseilstück befestigt. Am Ende des eigentlichen Fesselseiles befindet sich eine kleine Rolle, über welche die beiderseitigen Drahtseile geführt sind, die hier also pyramidenförmig zusammenlaufen. Die Rolle verschiebt sich von selbst so, wie es der am Drachen angreifende wagerechte Luftwiderstand verlangt. Er liegt etwas unter-

Fig. 27 und 28. Bspannungsplan.

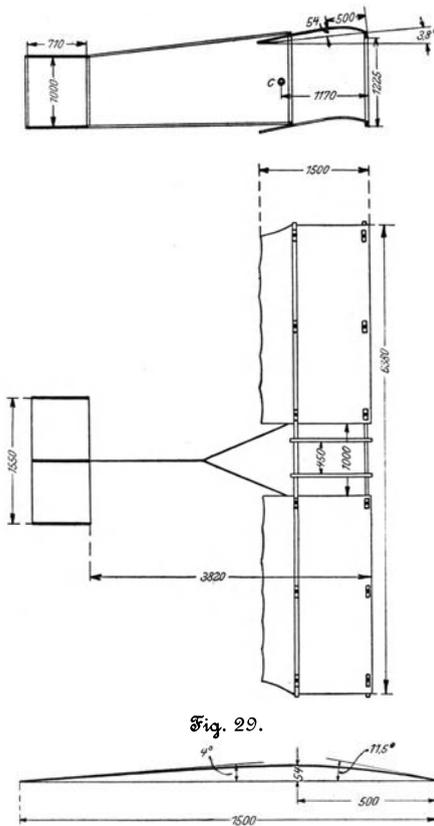


Fig. 29.

halb der Mitte zwischen den beiden Tragflächen. Seine Lage würde sich beim Versuch durch Messung des Vertikalabstandes ( $x$  in Fig. 22) leicht bestimmen lassen. Bei den bisherigen Versuchen ist das noch unterblieben.

Versuchsergebnisse.

Zahlentafel 1 enthält die unmittelbaren Versuchsaufnahmen. Von einem Vorversuch abgesehen, bei dem eigentliche Messungen noch nicht stattfanden, sind Versuche an 5 Tagen mit Windstärken zwischen rd.  $V=6$  bis  $10$  m/sk gemacht worden. Bei  $6$  m/sk vermag der Drachen nur eben sein eigenes Gewicht ohne nennenswerte Nutzlast zu tragen. Bei  $9$  bis  $10$  m/sk erreicht die Nutzlast, da die Kräfte ja mit dem Quadrat der Geschwindigkeit steigen, bereits das Gewicht eines Mannes. Die spezifische Flächenbelastung beträgt dann etwa  $\frac{40+70}{20} = 5,5$  kg/qm.

Die Entfernung  $a$  in cm bedeutet den Abstand, um welchen die Nutzlast  $P_n$  bei den einzelnen Versuchen hinter der Flügelvorderkante angebracht war, vergl. Fig. 22. Ihr Schwerpunkt entspricht, da sie pendelnd aufgehängt ist, dem Befestigungspunkt. Die Schwerpunktlage des unbelasteten Drachens ist in Fig. 27 angegeben (Punkt C). Damit kann die Lage des Gesamtschwerpunktes leicht ermittelt werden. Je weiter man diesen nach vorn rückt, desto flacher stellt sich bei gleichem  $P$  und  $V$  der Drachen ein, und desto geringer wird der Flugwiderstand. Er muß, um einen ruhigen Gleichge-

Fig. 30 bis 38. Einzelheiten des Versuchsdrachens.

Fig. 30 und 31. Fig. 32 und 33.

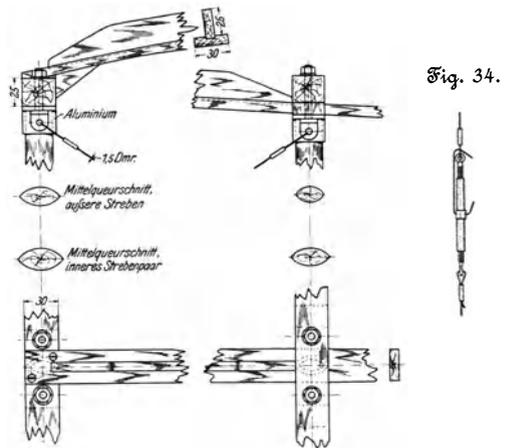
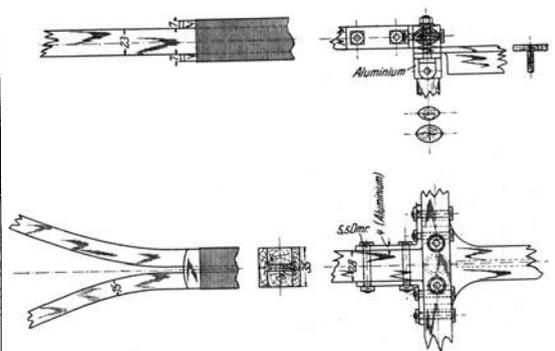


Fig. 34.

Fig. 35 und 36.

Fig. 37 und 38.



wichtszustand zu ermöglichen, natürlich an einer ganz bestimmten Stelle liegen, so daß Schwerkraft, Luftwiderstand und Seilzug sich in einem Punkte schneiden. Hand in Hand mit den Versuchen wurde deshalb durch Verschieben des Belastungspunktes der Gewichtsausgleich des Drachens fortschreitend geprüft und verbessert, ein Vorgang, der, auf ein Motorflugzeug übertragen, mit zu den wichtigsten Vorarbeiten gehört. Die Abnahme des Flugwiderstandes bei flacheren Winkeln tritt schon in Zahlentafel 1 deutlich hervor. Bei geringer Windstärke und entsprechend geringer Nutzlast bedingt die zum Schweben erforderliche große Neigung ( $18$  bis  $20^\circ$ ) schon fast eben so großen Seilzug wie bei hoher Belastung mit flacher Stellung in starkem Winde.

Zahlentafel 2 läßt diese Verhältnisse klarer übersehen. Die Versuche aus Tafel 1 sind nach gleichen Winkeln und

Zahlentafel 1.

Nr.	Zeit	Druck u. Temp. der Luft		spez. Gewicht	Wind V	a	Nutzlast P <sub>n</sub>	Widerstand S	Neigung α
		mm Hg	°C						
1	9. 1. 09	744 mm	+ 2 <sup>0</sup>	1,25	Anemometer 7,35 6,86	46	20	23	15
2	2 bis 3 Uhr				7,11 7,31	46	30	29	18
3					M. <sup>1)</sup> 7,1	40	30	—	16
4	10. 2. 09	746 mm	- 3 <sup>0</sup>	1,28	6,53 6,74	40	30	29	20
	3 bis 4 Uhr				M. <sup>1)</sup> 6,6				
5	11. 2. 09	743 mm	- 8,5 <sup>0</sup>	1,30	7,96 8,58	25	40	34	18
6	2 bis 3 Uhr				8,24 8,10	25	35	18	10
7					M. <sup>1)</sup> 8,2	40	40	22	13
	29. 3. 09	742 mm	+ 14 <sup>0</sup>	1,19	Winddüse h <sup>2)</sup> V				
					18 22 18 16 19 21	25	5	19	18
					19 = 5,9 m/sk	25	5	19	20
10	31. 3. 09	749 mm	+ 11 <sup>0</sup>	1,22	45	9,0	25	60	25
11	11 bis 1 Uhr					9,5	25	60	23
12					5,0	9,2	25	55	25
13					—	8,0	20	35	20
14					—	9,8	20	45	23
15					—	9,6	10	45	20
16					—	9,2	50	45	27
17					—	9,5	50	70	31

zunehmender Windstärke geordnet. Die gesamte Tragkraft P (gleich Eigengewicht + Nutzlast) und der Seilzug S sind (insoweit das bei der bisherigen Meßgenauigkeit Sinn hat) auf die einheitliche Luftdichte γ = 1,25 kg/cbm umgerechnet, entsprechend den in Zahlentafel 1 angegebenen Luftdrücken und -temperaturen.

Dann ist zunächst das Verhältnis der Tragkraft zum Flugwiderstand angeschrieben, dem eine besondere Bedeutung zukommt. Denn diese Größe  $\frac{P}{S}$  bildet den wichtigsten praktischen Wertmaßstab für die Güte einer Drachenbauart. Sie kann, da P und S beide gleichartig mit V<sup>2</sup> zunehmen, als eine von der Geschwindigkeit unabhängige Konstante betrachtet werden und ist bei der Berechnung der erforderlichen Flügelgröße und Motorleistung für eine gegebene Nutzlast und Geschwindigkeit von ganz gleichem Einfluß wie der Wirkungsgrad von Motor und Triebsschraube<sup>3)</sup>. Da sich für Drachenflächen ein eigentlicher Wirkungsgradbegriff nicht bilden läßt, könnte man sie als den Nutzwert bezeichnen.

<sup>1)</sup> M. bezeichnet den zur Rechnung benutzten Mittelwert.

<sup>2)</sup> h = Ausschlag in mm; V = 1,35 √h.

<sup>3)</sup> Bezeichnen wir diesen Nutzwert  $\frac{P}{S}$  mit C, so ist die nutzbar aufzuwendende Schraubenleistung in PS offenbar

$$N_s = \frac{S V}{75} = \frac{P V}{C 75}$$

und die Motorleistung

$$N = \frac{N_s}{\eta} = \frac{P V}{\eta C 75}$$

C hat also auf N denselben Einfluß wie η. Wenn das Gesamtgewicht P gegeben ist, ergibt sich hieraus sogleich die nötige Antriebs-

Trotz mancher Widersprüche, herrührend von den erwähnten Unvollkommenheiten, erkennt man klar die Zunahme von  $\frac{P}{S}$  mit abnehmendem α.

Bei flachster Stellung (α = 8 bis 10<sup>0</sup>) wird etwa  $\frac{P}{S} = 4$  erreicht, ein Wert, der mit Angaben der Gebrüder Voisin (Comptes Rendus vom 14. Dez. 08) übereinstimmt. Bei noch flacherer Stellung scheint der Wert aber noch günstiger zu werden. Durch bessere Flächenformen, Anwendung gewölbter Flächen am Dämpfungsschwanz, Beseitigung der Kieflflächen, wie bei den Wright-Apparaten, läßt sich der Nutzwert erheblich steigern. Bei Wright ist bereits der Wert 6 erreicht.

Weiterhin sind in Zahlentafel 2 die Werte der Luftwiderstandskoeffizienten für die Tragflächen und die Stirnflächen nachgerechnet.

Bei den Tragflächen kann es sich nur um die Größe ψ des Ausdrucks

$$R_1 = \mu \psi F_1 V^2$$

handeln, welche einerseits die besonderen Eigenschaften der Flächenkombination, andererseits den Einfluß des Stellungswinkels α zum Ausdruck bringt. R<sub>1</sub> ist darin die Mittelkraft des auf die Flächen selbst wirkenden Luftdruckes, also nicht durch einfache Zusammensetzung von P und S zu bilden; denn S enthält neben dem von den Tragflächen selbst herrührenden »aktiven«

Widerstand S<sub>1</sub> noch den »passiven« Stirnwiderstand S, der sonstigen Konstruktionsteile, vgl. Fig. 39. Wäre die Neigung φ von R<sub>1</sub> gegen die Senkrechte bekannt,

so wäre R<sub>1</sub> als  $\frac{P}{\cos \varphi}$  zu berechnen; da es sich um den Cosinus kleiner Winkel handelt, so ist der Fehler in ψ aber jedenfalls klein, wenn wir φ gleich α annehmen, also rechnen:

$$\psi = \frac{P}{\mu F_1 V^2 \cos \alpha}$$

leistung. Sollte z. B. ein 70 kg schwerer Flieger mit dem 40 kg schweren Drachen durch eigene Muskelkraft fliegen, so müßte er bei obigem C = 4 und V = 10 m/sk unter Annahme eines sehr hohen Schraubenwirkungsgrades η = 0,9 nicht weniger als 4,1 PS leisten.

Zur Berechnung eines Motordraches müssen noch Erfahrungszahlen über das Einheitsgewicht des Motors und der Drachenkonstruktion zugrunde gelegt werden.

Ist ω<sub>m</sub> das Motorgewicht in kg für 1 PS, ω<sub>d</sub> das Gewicht der Drachenkonstruktion für 1 kg Belastung (Nutzlast + Motor mit Zubehör), so ist das Gesamtgewicht für die gegebene Nutzlast P<sub>n</sub>:

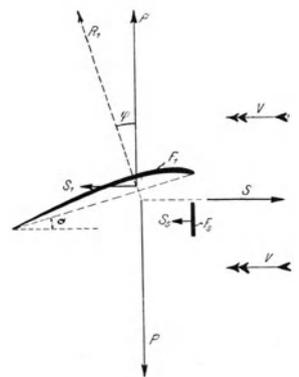
$$P = P_n + \omega_m N + \omega_d (P_n + \omega_m N) = (P_n + \omega_m N) (1 + \omega_d)$$

Damit berechnet sich N aus obiger Gleichung zu

$$N = P_n \frac{V}{\frac{75 \eta C}{1 + \omega_d} - \omega_m V}$$

Diese Formel läßt den Einfluß der verschiedenen Erfahrungswerte gut erkennen. Man kann danach z. B. für den Wright-Apparat nach den bekannten Angaben über Fluggeschwindigkeit (17 m/sk), Motorstärke (bis 27 PS), Motorgewicht (einschl. Getriebe, Schrauben und Zubehör 110 kg), Nutzlast (bis 170 kg) sofort feststellen, daß η und C jedenfalls nicht weniger als etwa 0,75 und 6 betragen können, da ω<sub>d</sub> nach dem Leergewicht P<sub>n</sub> = 250 kg etwa 0,9 beträgt. Bei Schlußfolgerungen auf wesentlich andre Geschwindigkeiten ist natürlich zu beachten, daß ω<sub>d</sub> von der Flächengröße des Draches abhängt, also z. B. bei niedrigen Geschwindigkeiten stark wächst. Bei unserm Flugapparat ist ω<sub>d</sub> nur etwa = 0,5, da hier keinerlei Untergestell vorhanden ist. Bei den ausgeführten Motorfluggzeugen liegt ω<sub>d</sub> meist erheblich höher.

Fig. 39.



Zahlentafel 2.

Nr.	$\alpha$ °	V m/sk	P kg	S kg	$\frac{P}{S}$	$\frac{P}{V^2}$	$\psi = \frac{P}{\mu F V^2 \cos \alpha}$	$S_1 = P \tan \alpha$ kg	$S_2 = S - S_1$ kg	$k_2 = \frac{S_2}{\mu F_2 V^2}$
9	20	5,9	47	20	2,3	1,55		17,1	2,9	0,5
4	20	6,6	69	28	2,5 } 2,4	1,60	1,46	25,2	2,8	0,4
8	18	5,9	47	20	2,4	1,35		15,3	4,7	0,8
2	18	7,1	70	29	2,4 } 2,4	1,4	1,29	22,8	6,2	0,7
5	18	8,2	77	33	2,3	1,15		25,0	8,0	0,7
3	16	7,1	70	—	—	1,4	1,4	20,1	—	—
1	15	7,1	60	23	2,6 2,6	1,2	1,2	16,1	6,9	0,8
7	13	8,2	77	21	3,7	1,15		17,8	3,2	0,3
16	13	9,2	87	28	3,1 } 3,4	1,02	1,08	20,1	7,9	0,55
10	11	9,0	102	26	3,9	1,26		19,8	6,2	0,45
17	11	9,5	112	32	3,5 } 3,7	1,25	1,14	21,7	10,3	0,65
14	11	9,8	87	24	3,6	0,91		16,9	7,1	0,45
13	10	8,0	76,5	20	3,8	1,19		13,5	6,5	0,6
6	10	8,2	72	17	4,2 } 4,0	1,07		12,7	4,3	0,4
12	10	9,2	97	26	3,7	1,14	1,13	17,1	8,9	0,6
11	10	9,5	102	24	4,3	1,13		18,0	6,0	0,4
15	8	9,6	87	20	4,4 4,4	0,95	0,95	12,2	7,8	0,5
									Mittel	0,55

Die Versuche sind nicht ausgedehnt und nicht genau genug, um in der graphischen Darstellung, Fig. 40, Näheres über das Gesetz der Zunahme von  $\psi$  mit dem Winkel erkennen zu lassen. Ein Vergleich mit den bisher bekannten Versuchen ist aber am Platze. (In Fig. 40 sind die Winkel, wie üblich, auf die Lage der Wölbungssehne gegen den Horizont bezogen ( $\alpha$ ), in den Zahlentafeln gilt  $\alpha$  noch für die Konstruktionsgrundlinie des Drachens. Nach Fig. 27 ist  $\alpha_s = \alpha + 3,8^\circ$ .) Zum Vergleich sind neben unsern Versuchspunkten verschiedene Kurven eingetragen: einerseits für ebene Flächen die Kurve nach der v. Lößlichen Formel (entspr.  $\psi = \sin \alpha$ ) und die Langley'schen Versuche nach Renards Formel  $\psi = 0,77 (\sin \alpha - \sin^3 \alpha)$ . Für gewölbte Flächen andererseits sind bekanntlich Lilienthals Versuche (mit

Wölbung meist angenehmeren Werte, die übrigens auch auf Lilienthals Versuche zurückgehen und schätzungsweise berichtigte Mittelwerte darstellen.

Danach kann man die bisher bestehende Unsicherheit und die Bedeutung weiterer Versuche dieser Art überblicken. Unsere Versuche sind zwar mit einer gewissen Zufälligkeit der benutzten Flächenkombination behaftet, an Zuverlässigkeit dürften sie den bisherigen aber kaum nachstehen.

Die Nachrechnung auf den Widerstandskoeffizienten  $k$ , der passiven Stirnflächen  $F$ , hängt von der nicht ohne Willkür möglichen Zerlegung von  $S$  in seine beiden Bestandteile, also von einer Annahme über den obigen Richtungswinkel  $\varphi$  von  $R_1$  ab. Wir erhalten aber sogleich ein wichtiges Ergebnis, wenn wir der oft gemachten Annahme folgen, daß  $R_1$  senkrecht zur Wölbungssehne gerichtet, also  $\varphi =$  dem um  $3,8^\circ$  vergrößerten  $\alpha$  der Zahlentafeln sei. Man sieht nämlich sogleich, daß diese Annahme falsch ist. Denn

$$S_1 = P \tan (\alpha + 3,8^\circ)$$

gibt Werte, die durchweg größer sind als der insgesamt gemessene Flugwiderstand  $S$ ; für  $S_1$  bleibt also weniger als nichts übrig.  $R_1$  muß demnach gegen die Normale der Wölbungssehne um mehrere Grade nach vorn abweichen, womit auf neue Weise eine Bestätigung der entsprechenden Beobachtung Lilienthals gewonnen ist.

Nimmt man an, daß die Abweichung gerade den obigen  $3,8^\circ$  gleichkommt, so entsprechen die verbleibenden Werte  $S_2$ , dem, was man nach sonstigen Angaben für den passiven Stirnwiderstand etwa zu erwarten hat. Auf  $k$ , in dem Ausdruck

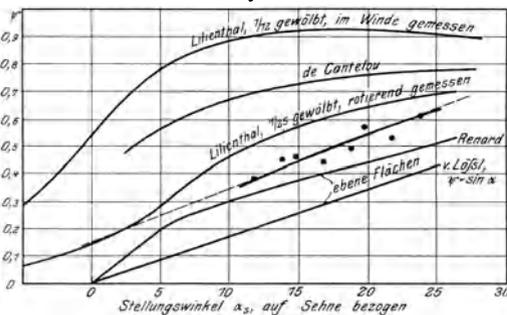
$$S_2 = \mu k, F, V^2$$

kann die Winkelstellung keinen merklichen Einfluß haben. Da  $S_2$  und  $k$ , durch Differenzbildung aus zwei an sich schon wenig genau gemessenen Größen hervorgehen, erscheinen die Ungenauigkeiten noch sehr vergrößert. Die erhaltenen  $k$ , schwanken daher um reichlich die Hälfte ihres mittleren Wertes. Immerhin sieht man, daß die Zahlen in der Tat nicht mehr von  $\alpha$  abhängig sind. Der Gesamtmittelwert  $k_s = 0,55$  stimmt gut mit den Angaben überein, die wir sonst über den Widerstand runder bzw. abgerundeter Stirnflächen finden. Obige Annahme scheint danach also ziemlich das Richtige zu treffen.

Durch besondere Versuche mit leerem Drachengerüst ohne Tragflächen könnte man  $S$ , unmittelbar bestimmen. Wird dann bei den Belastungsversuchen noch die Lage von  $S$  zum Drachen mitbeobachtet (Abstand  $\alpha$ , Fig. 22), so ist  $R_1$  auch nach Richtung und Lage bestimmt (Symmetrie des Apparates vorausgesetzt).

Für die großen Unterschiede in  $k$ , ist nicht der Wind allein verantwortlich zu machen; sie liegen im Wesen einer

Fig. 40.



elliptischen Flächen in Breitstellung) noch immer die einzigen. Die oberste Kurve entspricht den höchsten, von Lilienthal im freien Wind an Flächen bester Wölbung ( $1/12$ ) gemessenen Werten (Neigung gegen den Horizont gemessen); sie übertreffen die unsrigen also fast um das Doppelte. Bei Versuchen am Rundlaufapparat hat er mit ebensolchen Flächen bekanntlich erheblich kleinere Werte erhalten. Unsern Versuchen ziemlich nahe kommt seine so untersuchte Fläche mit Wölbung  $1/25$ , die unsern Tragflächen (Wölbung  $1/25$ ) also auch ähnlich ist. Doch ist zu beachten, daß unser Apparat 12 vH ebene Flächen enthält. Endlich zeigt noch eine Kurve nach Angaben von M. de Cantelou<sup>1)</sup> die jetzt von französischen Flugtechnikern für Flächen günstigster

<sup>1)</sup> 'Étude sur l'Aviation', Paris 1909, S. 67.

mit unvollkommenen Mitteln ausgeführten Differenzmessung. Im übrigen dürften die Ergebnisse zeigen, daß das Verfahren bei etwas verfeinerter Ausführung trotz der Unruhe des Windes hinreichend sichere Ergebnisse zu liefern vermag. Es wird weniger für planmäßige Versuche mit verschiedenen Flächenformen und -anordnungen in Betracht kommen, als für gelegentliche Nachprüfung der aus Modellversuchen gezogenen Schlüsse im Großen, wofür es dem Gleitflugversuch

Kurz sei noch darauf hingewiesen, daß durch derartige Fesselversuche mit Drachenflugapparaten doch auch einige Anhaltspunkte zur Beurteilung der Stabilität gewonnen werden können. Erwähnt wurde schon der Vorgang des Gewichtsausgleiches bzw. die Aufsuchung der richtigen Schwerpunktlage durch entsprechende Anbringung der Last. Eine wirkliche Prüfung der Lagenstabilität in der senkrechten Längsebene ist zwar beim Fesselungsversuch nicht möglich;

Fig. 41.

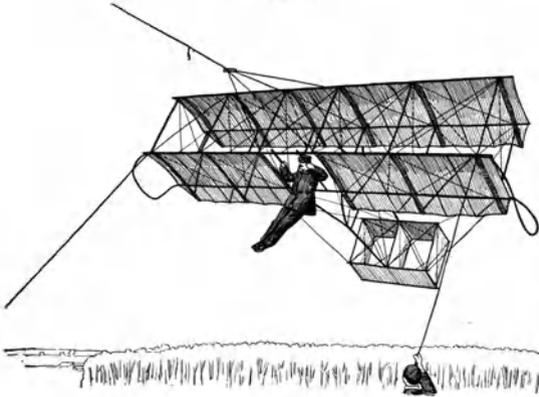


Fig. 42.

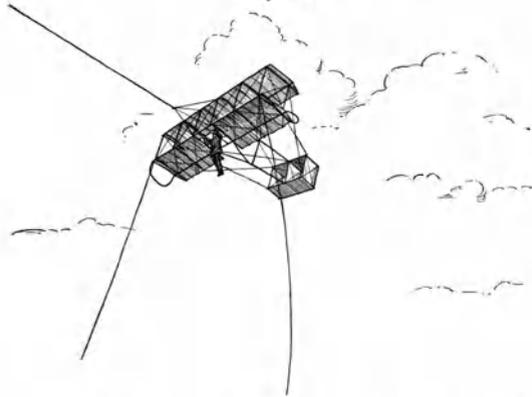


Fig. 43.

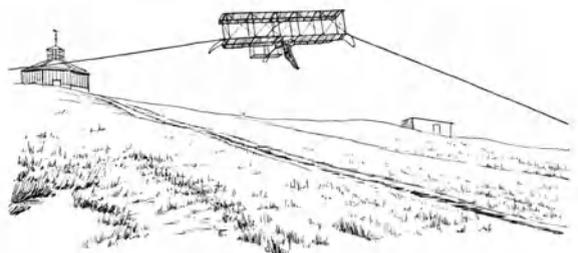


Fig. 44.

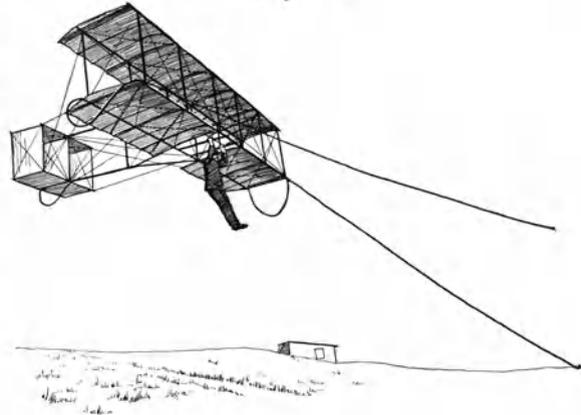
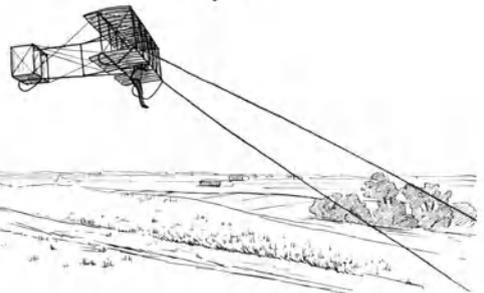


Fig. 45.



gegenüber, von Stabilitätsprüfungen abgesehen, zweifellos vorzuziehen ist, zumal die Versuchskörper noch keineswegs gleitflugfähig zu sein brauchen.

Die Unberechenbarkeit des Windes, den man sich nicht nach Wunsch bestellen kann, erschwert natürlich solche Fesselversuche. Andererseits steht aber dieser unzuverlässige Mitarbeiter, wenn er überhaupt da ist, in räumlich unbegrenztem Maße kostenlos zur Verfügung. Man ist in der Größe der zu prüfenden Körper unbeschränkt, und es steht nichts im Wege, auch ganze Motorflugapparate größter Abmessungen in völlig gleicher Weise zu prüfen wie unsere immerhin schon über 6 m klaffenden und fast 5 m langen Versuchsdrachen. Die Handhabung größerer Flugzeuge würde dabei keinerlei besondere Schwierigkeiten machen. Freilich sind die Tage selten, an denen der Wind mit einer für große Maschinen hinreichenden Geschwindigkeit weht. Man muß die sich bietende Gelegenheit dann sofort benutzen können und, wie bei uns in Lindenberg, den Versuchsplatz in der Nähe und das Personal augenblicklich zur Verfügung haben.

denn die Fesselung erzeugt bei Abweichungen von der Gleichgewichtslage wesentlich andre aufrichtende Kräfte, als sie bei einem freischwingernden System auftreten, wo die Richtung des Schraubenzuges nicht, wie hier der entsprechende Seilzug, durch einen festen Punkt geht, sondern sich in bezug auf das schwingende System selbst in fester Lage befindet. Auch ist dieses durch die Fesselung gezwungen, sich auf

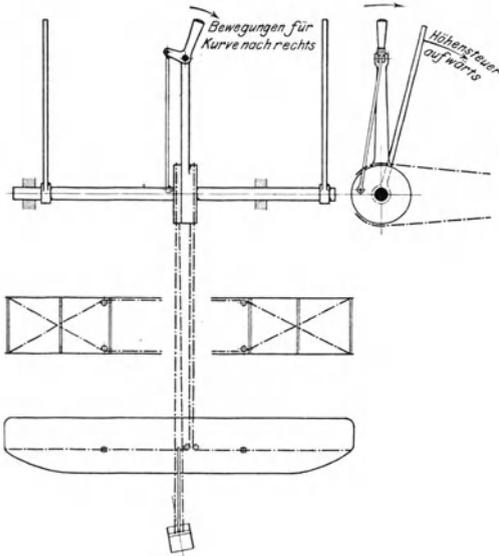




ist bei der von Orville Wright bevorzugten Einrichtung gehoben worden, die von der ursprünglichen, aus Fig. 48 bis 50 ersichtlichen auch sonst noch etwas abweicht. Sie ist schematisch in Fig. 51 und 52 dargestellt. Der zwischen beiden Sitzen befindliche Steuerhebel für Seitensteuer und Verwindung ist auf der schon erwähnten Drehachse des Höhensteuers gelagert und bewegt bei Vor- und Rückwärtsdrehung unmittelbar die Zugdrähte der Verwindung. Links daneben ist unabhängig davon auf derselben Achse noch eine Scheibe gelagert, die durch eine kleine Schubstange von dem auch nach rechts und links beweglichen Hebelgriff aus gedreht werden kann und so das Seitensteuer betätigt. Der Zusammenhang und der Bewegungssinn der Einrichtung ist aus Fig. 51 zu erkennen. Die normale Steuerbewegung, z. B. bei einer Kurve nach rechts, erfolgt durch Rechtsbiegen des Griffes und gleichzeitiges Rückwärtsziehen des ganzen Hebels. Dadurch wird das Seitensteuer entsprechend bewegt und der rechte Flügel flach, der linke steiler gestellt, also auf nach innen geneigte Schräglage des Flugkörpers hingewirkt, wie es der Fliehkräftausgleich verlangt. Unbeabsichtigter Rechtsneigung

Fig. 51 und 52.

Schema der neuen Steuerung (Orville Wright).



bei geradem Flug muß umgekehrt durch Vorwärtsdrehen des Hebels, also Steilerstellung des rechten Flügels entgegen gearbeitet werden, wobei, um eine Schwenkung nach rechts durch den bremsenden Einfluß zu vermeiden, die Klinke des Seitensteuers gleichzeitig etwas nach links gelegt werden muß. Die Gewöhnung an diese Bewegungen wird dadurch sehr unterstützt, daß sie ganz im Sinne der unwillkürlichen Körperbewegungen liegen, die der etwa an das Reiten oder Radfahren gewöhnte Schüler machen möchte. Auch beim Höhensteuer trifft das zu. Diese Hilfe ist nicht zu unterschätzen; sie wird, wie man weiterhin leicht verfolgen kann, auch von andern Konstrukteuren folgerecht angewandt.

Das Fehlen eines festen Dämpfungsschwanzes, dieses bezeichnete Merkmal des Wright-Apparates, ist von den Erfindern als ein bewußter Mangel zugunsten der gewählten Abflugart in den Kauf genommen worden. Die Umwandlung der Maschine ist im Gange, die mit der Einführung eines Fahrgestelles auch die Anwendung eines Dämpfungsschwanzes ermöglicht, der den so graziösen wellenförmigen Flug und damit auch die zweifellos größeren Schwierigkeiten der Führung beseitigen wird.

Der kleine, aus einem Querbalken und 2 hintereinander liegenden Rollen bestehende Laufwagen ist in Fig. 48 und 49 gleichfalls in der ursprünglichen Form zu sehen. Der Apparat wird vor und beim Abschnellen durch das Fallgewicht von 1 oder 2 Geföhlen am seitlichen Kippen verhindert, bis die Luftkräfte die Stützung übernommen haben.

Den in kraftsparender Hinsicht so vorteilhaften Antrieb mit großen Doppelschrauben von verminderter Umlaufzahl ohne Betriebsunsicherheit und zu beträchtlichen Mehraufwand an Gewicht herzustellen, ist den Brüdern Wright mit kühnem Griffe sogleich gelungen. Die französische Schule hat, wie Ferber erzählt, in den Jahren der Vorarbeit (1906/7) viel Zeit auf der Suche nach einer brauchbaren Lösung hierfür verloren und schließlich darauf verzichtet. Die in einer senkrechten Ebene liegende, nur durch leichte Spanndrähte seitlich gehaltene Absteifung der Schraubenwellen gegen den Flugkörper erscheint freilich, besonders beim Probelauf am feststehenden Apparat, beängstigend unsicher. Im Fluge aber, wo nur die weichen Luftkräfte unter sich wirken, verschwinden die Erschütterungen fast ganz.

Der Voisin-Doppeldecker, das ursprüngliche Erzeugnis der französischen Schule, ist in Fig. 53 bis 56 in der normalen, 1908 und 1909 in vielen Ausführungen ohne bedeutende Abweichungen hergestelltem Bauart dargestellt. Geringere Abweichungen, auch in den Hauptabmessungen, sind natürlich häufig. So weit ins einzelne gehende Maßangaben wie beim Wright-Apparat sind zwar nicht bekannt geworden, doch ist der Gesamtaufbau in allen Teilen klar ersichtlich.

Der Flugkörper ist im ganzen und auch in den baulichen Einzelheiten noch fast ganz das vergrößerte Abbild des Gleitflugapparates, der in Fig. 24 u. f. ausführlich dargestellt wurde. Die Schwanzzelle ist der Längsstabilität wegen auch hier um einige Grade flacher gestellt als die Hauptflügel; ihre Tragflächen sind jedoch nicht mehr eben, sondern gleich den Flügeln gewölbt. 2 seitliche Kielwände an der Schwanzzelle sind beibehalten; die mittlere ist zum Seitensteuer geworden. Hinzugefügt sind, um selbsttätige Seitenstabilität und schärfere Wendungen ohne Flügelbewegung zu ermöglichen, 2 Paar Kielwände zwischen den Hauptflügeln, von denen das innere Paar aber gelegentlich auch fortgelassen wurde.

An Stelle der einfachen Griffstangen ist in die Hauptzelle ein Traggerüst (Rumpf) eingehängt, das die Hauptlasten aufnimmt und vorn das weitausladende Höhensteuer mit Schubstange trägt, deren Griff zugleich das Steuerrad für das Seitensteuer bildet.

Das in seiner Schwerfälligkeit nicht eben vorbildliche Fahrgestell sollte der durch die Anfangsschwierigkeiten beim Auffliegen und Landen gebotenen doppelten Bedingung genügen: sehr ausgiebige Abfederung von Stößen und Einstellbarkeit der Laufräder für schiefe, nicht genau gegen den Wind erfolgende Landungen, wobei der Apparat schräg zu seiner Längsachse rollt. Das ganze, in Längs- und Querrichtung doppelt verspannte Gerüst schiebt sich unter dem Raddruck gegen die langen Tragfedern in die Höhe die oben mittels zweier Knaggen den Rumpf tragen. Kautschuk-Zwischenlagen über den Knaggen mildern den Anschlag in der entlasteten Endstellung, wenn kein Raddruck mehr die Federn spannt. Die meist recht unverständlich dargestellte Konstruktion ist in den drei Projektionen der Figuren 53 bis 56 klar. Die Diagonalverspannung in der Ebene der unteren Radgabeln ist mit Zugfedern versehen, da sie sonst die Schwenkbewegung verhindern würde. So hält sie die Räder elastisch in ihrer geraden Stellung fest.

Henry Farman, der erste glänzende Vorkämpfer des Voisin-Aeroplans, hat später aus diesem eine entschieden erheblich verbesserte eigene Bauart entwickelt, Fig. 57 bis 59, die ihre außerordentlichen Erfolge sicher nicht nur der Meisterschaft und Ausdauer ihres Lenkers verdankt.

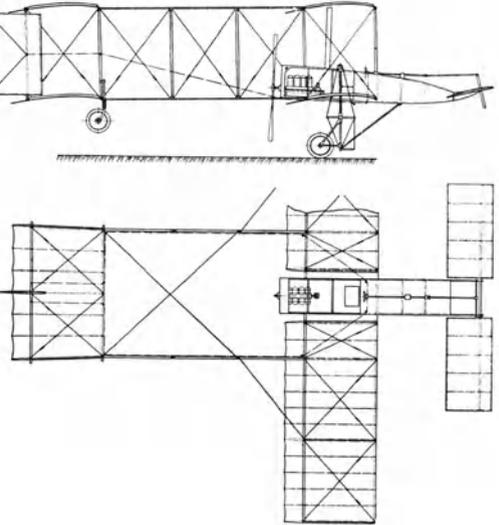
Die Grundform des Flugkörpers und die Anordnung von Höhen- und Seitensteuer ist wenig verändert, doch sind alle senkrechten Kielwände beseitigt, was den Flugwiderstand vermindert und seitliche Windschwankungen weniger störend macht. Damit ist freilich die selbsttätige Seitenstetigkeit aufgegeben und eine Quersteuerung im Sinne der Wrightschen

Fig. 53 bis 56. Voisin-Maschine.

Maßstab 1 : 120.

Verwindung nötig geworden. Die Handhabung dieser dritten Steuerbewegung scheint aber nach vielen Erfahrungen das Fliegen auch für Anfänger nicht so zu erschweren, wie man anzunehmen geneigt wäre. Die Quersteuerung ist durch eine äußerst einfache Hilfsflügelbewegung erreicht: die Hinterränder der Flügel sind in den äußersten Feldern oben und unten zu drehbaren Klappen, »Hilfsflügeln«, geworden, die vom Steuerhebel aus wechselseitig auf oder ab bewegt werden können, wie man nach den punktierten Steuerdrähten leicht verfolgen kann. Die Bewegung ist nicht, wie bei ihrem Vorbild, durch rückwärtige Zugverbindung der bewegten Teile zwangsläufig gemacht, die Drähte werden vielmehr erst durch den Luftdruck selbst gespannt; in der Ruhe hängen die Hilfsflügel lose herunter. Vom gleichen, auch vor- und rückwärts drehbaren Hebel aus wird durch doppelte Drahtverbindung auch das Höhensteuer betätigt; das Seitensteuer bewegt ein besonderer T-förmiger Hebel unter den Füßen des Fliegers, dessen linke Hand also nicht beansprucht ist.

Ganz verändert und sehr vereinfacht ist das Fahrgestell. Die Achsen der beiden vorderen Lauftradpaare werden auf Kufen durch kräftige Kautschukbänder niedergehalten. Beim Landungsstoß geben diese nach, und die Kufen kommen zur Wirkung. Die Radachsen können sich ferner bei schiefer Aufsätzen gegen die aufgelegten Schraubenfedern seitlich verschieben und sich nötigenfalls sogar ein wenig schräg stellen, da ihre Querlage nur durch dünne (im Grundriß gestrichelt sichtbare) Drähte erhalten wird, die zerreißen, ehe die Radachsen oder Räder brechen. Die Abfederung der Kufen liegt in den schräg zum Flugkörper hinaufgehenden Streben (Vorderansicht), die bei der dargestellten neueren Bauart ein gleichschenkliges Dreieck bilden. Zuerst standen die Kufen

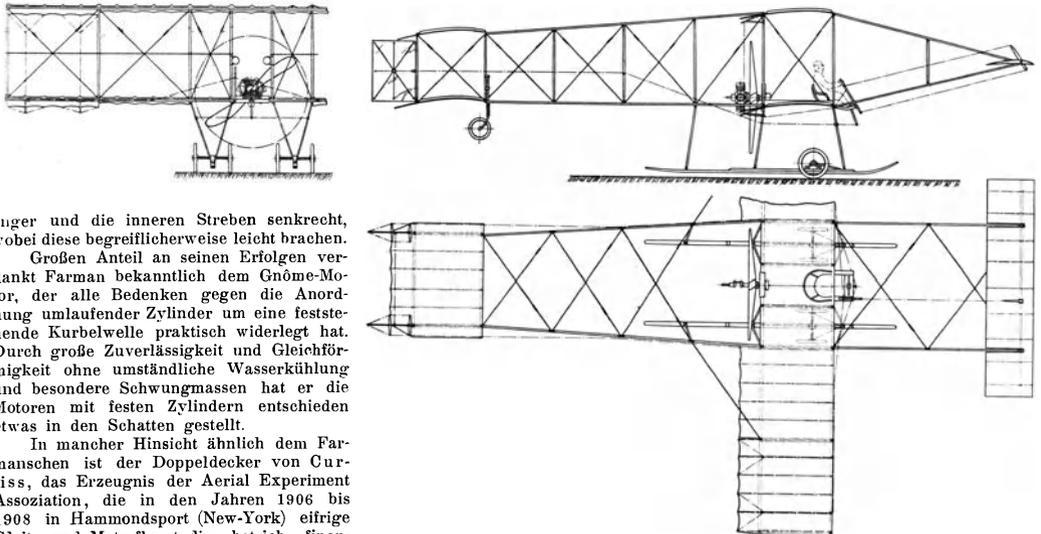


ziell besonders von Alexander Graham Bell gefördert. Wie bei Farman ist auch hier eine gewisse Auslese aus den Vorbildern Wrights und der französischen Schule zu erkennen. Unsrer Zeichnung, Fig. 60 und 61, ist weniger vollständig, genügt aber, um manche eigenartige Züge zu zeigen.

Der Flugkörper zeigt im Hauptteil die gewöhnliche Doppeldeckeranordnung; die Flügel sind aber nur oben einseitig bespannt; nach unten liegen die Querholme und Profilrippen größtenteils bloß, was, wie wir sahen, wegen der hier nur geringen Luftgeschwindigkeiten keine erhebliche Widerstandsvermehrung bedingt. Der Dämpfungsschwanz ist nicht

Fig. 57 bis 59. Doppeldecker von Farman.

Maßstab 1 : 120.



enger und die inneren Streben senkrecht, wobei diese begreiflicherweise leicht brachen.

Großen Anteil an seinen Erfolgen verdankt Farman bekanntlich dem Gnome-Motor, der alle Bedenken gegen die Anordnung umlaufender Zylinder um eine feststehende Kurbelwelle praktisch widerlegt hat. Durch große Zuverlässigkeit und Gleichförmigkeit ohne umständliche Wasserkühlung und besondere Schwungmassen hat er die Motoren mit festen Zylindern entschieden etwas in den Schatten gestellt.

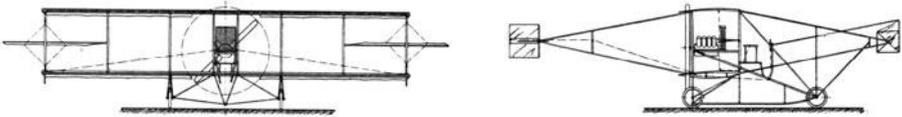
In mancher Hinsicht ähnlich dem Farmanischen ist der Doppeldecker von Curtiss, das Erzeugnis der Aerial Experiment Association, die in den Jahren 1906 bis 1908 in Hammondsport (New-York) eifrig Gleit- und Motorflugstudien betrieb, finan-

zellenförmig, sondern trägt nur eine feste, ebene Dämpfungsfläche und, mit dieser ein Kreuz bildend, das einfache Seitensteuer. Dagegen ist das Höhensteuer vorn doppelflächig, ähnlich dem von Wright, doch ohne die Verbiegungsvorrichtung; es wird durch eine einfache Schubstange gedreht, mit der ähnlich wie bei der Voisin-Steuerung zugleich das Handrad des Seitensteuers verbunden ist. Die kleine Kieflfläche im Höhensteuer ist wieder von Wright entlehnt, die Quersteuerung erfolgt durch Hilfsflügel, die mitten zwischen den Tragflächen an den vorderen Streben drehbar befestigt sind. Sie werden mittels gelenkig gestützter Sitzlehne durch Oberkörperbewegungen des Fliegers im Sinne der unwillkürlichen

Die Anordnung der Flügel am langgestreckten Rumpf, der hinten Schwanzflächen und Steuer, vorn Motor und Schraube trägt, ist bei Eindeckern ziemlich naturgemäß gegeben, so lange man wenigstens beim Einschraubenantrieb mit unmittelbarer Kupplung bleibt. Bei der größeren Blériot-Bauart (XII) ist, bei französischen Maschinen zum erstmal, eine Uebersetzung angewandt. Doch ist diese Maschine in der Flugfähigkeit anscheinend nicht ganz vollwertig. Sie hat eine außerordentlich hohe Flächenbelastung und ist vielleicht deshalb, vielleicht auch wegen ungenügender Stabilität besonders schwierig zu führen.

Die Flügel der Eindecker, zunächst einzeln für sich her-

Fig. 60 und 61. Doppeldecker von Curtiss.



betätigt. Die von der Sitzlehne aus über Rollen von unten her zum Hinterrande der Hilfsflügel führenden Zugdrähte sind oberhalb wiederholt, bilden also wieder eine geschlossene Kette.

Das Fahrgestell ist wie bei Farman eine Vereinigung von Laufrädern mit Sicherheitskufen. Statt 6 Räder sind hier aber nur 3 vorhanden, auch nur eine Kufe in der Mitte. Ihre eigenartige Absteifung gegen den Flugkörper ist aus den Figuren klar ersichtlich. Sie wird überall als eine starre bezeichnet; es ist aber, wenn auch besondere Teile zur Abfederung ganz vermieden sind, doch offenbar ganz bewußt und folgerichtig die Elastizität des tragenden Gestelles und besonders der Hauptzelle selbst zur Abfederung benutzt. Die Hauptlast, Motor und Flieger, ruht auf den mittleren Streben des Apparates und lastet nicht unmittelbar auf den hinteren Laufrädern. Diese stützen vielmehr die weiter aus der Mitte liegenden Knotenpunkte. Beim Aufsetzen federn die Querholme (Bambus) soweit durch, daß die mitten zwischen ihnen angeordnete Kufe auf den Boden stößt, ehe die Räder brechen. Die von der Kufe ausgehenden schrägen Streben federn schließlich die restliche Wucht der Last ab. Die Maschine zeichnet sich bei sehr fester Bauart doch durch große Leichtigkeit vor den bisher genannten aus. Der Motor ist von Curtiss' eigener Bauart, Die in Reims benutzte Holzschraube hatte auffallend einfache, fast rohe Form mit nahezu geraden, nur wenig schraubenförmig verdrehten Flügeln. Trotzdem erzielte diese Maschine allerdings mit verhältnismäßig sehr starkem Motor doch mit die höchste Fluggeschwindigkeit (Gordon Bennett-Preis). Sonst ist sie nicht mit sonderlich bedeutenden Leistungen hervorgetreten.

Diesen vier Doppeldeckern in den Leistungen fast ebenbürtig waren in Reims die beiden berühmten Eindeckerarten, Blériot und Antoinette. Fig. 62 bis 64 zeigen die kleine Blériot-Maschine Nr. XI, mit der Blériot am 25. Juli 1909 den Kanal überflog. Diesem Aufsehen erregenden Erfolg verdankt sie allerdings wohl mehr als ihren sonstigen Leistungen bei Wettkämpfen usw. ihre überaus große Wertschätzung.

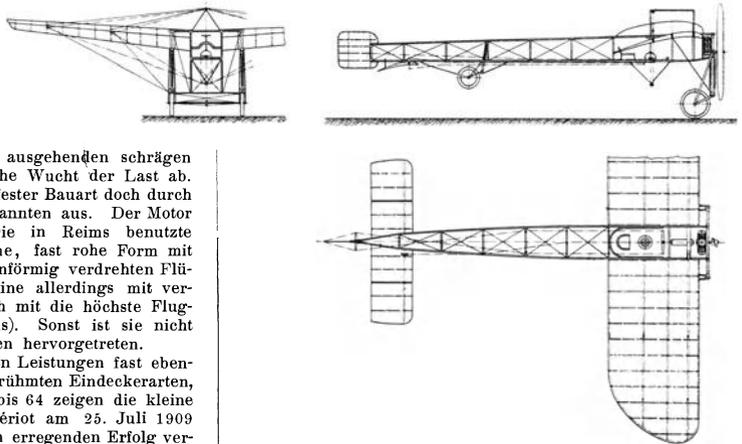
Fig. 65 bis 67 zeigen die Antoinette-Maschine in der seit Sommer 1909 ziemlich unveränderten Form. Flügelgröße und Längenmaße sind bei Einzelausführungen etwas verschieden. Fig. 68 und 69 geben die genauen Abmessungen einer kürzlich nach Berlin gelieferten Maschine wieder, die ich mit freundlicher Erlaubnis des Besitzers (Hr. Oberleutnant Huth) bezw. des Hrn. Ingenieurs Wiener (Albatrowerke G. m. b. H., Johannisthal) selbst in den Hauptteilen aufmessen konnte. Daraus ist auch die Form der Flügel und ihre Stellung zum Flugkörper zu ersehen. Die Eintrittstangente der Druckfläche ist hier wagrecht, während sie sonst immer etwas abwärts geneigt ist.

gestellt, werden mittels herausragender Enden der Querholme am Rumpf befestigt. Die Holme und ebenso die Profilrippen sind in den Flügeln möglichst der Beanspruchung entsprechend fachwerkartig zusammengesetzt und entsprechend verteilt. Bei den Einzelausführungen bemerkt man dabei fortschreitende Aenderungen, um am Baugewicht möglichst zu sparen. Man soll (bei Antoinette) Flügel von 15 qm mit einem Gewicht von etwa nur 15 kg hergestellt haben. Damit war man aber wohl zu weit gegangen. Die Flügel des schon erwähnten Antoinette-Apparates des Oberleutnants Huth sind erheblich schwerer.

Die Ausbildung des Rumpfes in schlanker Stromlinien-

Fig. 62 bis 64. Eindecker Blériot XI.

Maßstab 1 : 120.



form für geringsten Stirnwiderstand ist bei der Antoinette-Maschine bisher wohl am weitesten getrieben. Das zur Absteifung der Flügel erforderliche Drahtspannwerk und das zum Schutze der Flügel gegen Berührungen mit dem Erdboden noch recht hohe Rädergestell bedingen freilich nicht unerhebliche Luftwiderstände und lassen die in aerodynamischer Hinsicht sonst wohl vorhandene Ueberlegenheit der Eindecker nicht voll hervortreten. Leicht V-förmige Stellung der Flügel (bei Antoinette 5° gegen die Wagerechte) hat sich bei allen Eindeckern vorteilhaft bewährt.

Hinsichtlich der Steuerung ist bei Antoinette und Blériot vieles gemeinsam: die Bedienung des Seitensteuers durch einen unabhängigen Fußhebel; die Flügelverwindung von



muß also gut sein. Im übrigen ist die Anordnung aus der Vorderansicht ohne weiteres verständlich. Das Rädergestell ist ein starres Doppeldreieck, dessen oberen Knotenpunkt eine auf dem Preßzylinder gleitende Hülse bildet. Die Radachse wird jetzt ähnlich wie bei Farman durch einfache Drähte in der Querstellung festgehalten.

Der Flugkörper ist auf der stützenden Mittelsäule nur durch die Spanndrähte festgehalten. Die Mittelsäule geht also verschiebbar durch den Rumpf hindurch, so daß die Elastizität der Drähte und des Flugkörpers selbst die Abfederung noch unterstützt.

Enger als sonst ist beim Antoinette-Apparat das Treibwerk mit dem Flugkörper verwachsen, insofern die Rohrbündel des Wasserkühlers die Flanken des Rumpfes bekleiden. Sie sind nicht unmittelbar in den Kühlwasserkreislauf eingeschaltet, sondern wirken als Kondensatoren. Aus dem runden Sammelgefäß hinter dem Motor tritt der gebildete Dampf durch die gabelförmig nach vorn verzweigten Rohre in die Kühlkörper über. An ihrem tiefsten Punkt hinten wird das Kondensat von einer besondern Hüllpumpe in den Sammler zurückbefördert. Die Kühler stehen deshalb nicht unter Ueberdruck und enthalten nur Dampf. In dem viereckigen Holzkasten hinter dem Wassersammler und vor der Mittelsäule liegt das Benzingeräß. Sonst sind die Benzinhälter wie die übrigen Nebenteile des Motors in unsern Zeichnungen fortgelassen, weil sie bei den Einzelapparaten gleicher Gattung oft ganz verschiedenartig gebaut und angeordnet sind.

### Zusammenfassung.

#### I. Einige geschichtliche Nachträge zur Entwicklung der Luftschiffahrt betreffen:

- 1) die »Rückständigkeit« der deutschen Technik, die der Entwicklung des Fluges langsam gefolgt ist, und sich einstweilen die unbestrittene Führung in der praktischen Luftschiffahrt gesichert hat;
- 2) die vielen noch zu sagenhafte Gestalt des deutschen Ingenieurs Otto Lilienthal, dessen außerordentliche Bedeutung in seinen Hauptleistungen zusammengefaßt und durch ausländische Zeugnisse belegt wird;
- 3) den verbreiteten Irrtum, als hätten H. von Helmholtz und andre deutsche Gelehrte menschliches Fliegen für »ein für allemal unmöglich« erklärt; er erweist sich als eine grobe Leichtfertigkeit;
- 4) die Mißdeutungen der Wirksamkeit des V. d. I. gegenüber dem Luftschiffunternehmen Graf Zeppelins.

#### II. Zur Theorie des Fliegens.

1) Grundsätzliche Ueberlegungen: Dynamisches Schweben kann nur durch Erzeugung von Luftbewegungen zustande kommen, die bis an die Raumgrenzen wirken.

2) Die durch Luftschraben bei gegebener Antriebsleistung theoretisch erzielbaren Trag- oder Treibkräfte werden allgemein festgestellt. Daraus ergibt sich der »Gütegrad« zur praktischen Beurteilung.

3) Nähere Betrachtung der den Luftwiderstand verursachenden Vorgänge führt auf grundsätzliche Klärung der für günstigste Drachenwirkung anzustrebenden Bewegungsform, die wesentlich von den naheliegenden, oft vorausgesetzten Anschauungen abweicht. Die immer notwendige aufsteigende Luftbewegung vor dem Flügel ist durch geeignete Flügelform so auszunutzen, daß eine wesentliche Annäherung an den theoretischen Vorgang stattfindet, bei dem zu gleichförmigem Schwebeflug überhaupt kein dauernder Arbeitsaufwand nötig ist.

#### III. Die experimentellen Forschungen über Luftwiderstandsfragen.

Die Aufgaben und experimentellen Möglichkeiten werden übersichtlich gegliedert.

Die Bedeutung von Modellversuchen. Sie können Versuche im Großen nicht ganz ersetzen.

Ein neues Verfahren für Versuche im Großen. An einem im natürlichen Winde gefesselt schwebenden, künstlich belasteten oder bemannten Gleitflugapparat werden die wichtigsten Komponenten der Luftkräfte gemessen. Versuchseinrichtung. Konstruktion und Einzelheiten des Apparates. Versuchsergebnisse. Nutzenanwendung. Anwendbarkeit für Stabilitätsprüfungen.

Einige Erfahrungen aus Gleitflugversuchen.

#### IV. Die praktische Flugtechnik nach dem Stande zu Ende 1909.

Die Technik hat das Flugvermögen schnell auf ein für praktischen Gebrauch zu Verkehrszwecken durchaus hinreichendes Maß gesteigert. Hauptgesichtspunkt praktischen Fortschrittes muß Unabhängigkeit vom Winde — besonders bei Abflug und Landung — sein.

Die bedeutendsten Flugzeuge von 1909, als Grundlage der weiteren Entwicklung, werden konstruktiv dargestellt, in den Grundzügen verglichen und in vielen Einzelheiten besprochen.