Prinzipien der Flugtechnik.

Von

Aladár Zsélyi
Maschineningenieur.

Mit 5 Tafeln und 39 Abbildungen.

Rostock i. M.
C. J. E. Volckmann Nachfolger (E. Wette).
1910.

Vorwort.

Zweck des vorliegenden Werkes ist die Besprechung der praktischen Probleme der Aviatik auf Grund der theoretischen Aerodynamik und der daraus ableitbaren praktischen flugtechnischen Grundsätze. Die theoretischen Besprechungen finden ihre Bedeutung hauptsächlich bei der Bestimmung des Verhältnisses des Luftwiderstandes zu den übrigen Faktoren, wie Geschwindigkeit, Neigungswinkel der Flächen u. s. w. Kennen wir den Luftwiderstand als solchen, so können wir jene mehr praktischen Grundsätze aufstellen, mit deren Hilfe wir die Flugmaschinen, speziell die Aeroplane, unter den gegebenen Umständen für größte Leistungsfähigkeit und Ökonomie konstruieren können. Nach Wissen des Autors sind diese Grundsätze zum ersten Male in Lanchesters Werke „Aerodynamics" im Jahre 1907 veröffentlicht worden, doch spricht der Umstand für die subjektive Priorität des Autors, daß dieselben schon in einem noch im Jahre 1905 geschriebenen, die Hydroplane behandelnden Werke enthalten sind, welches Werk zwar nur im Manuskript existiert, aber doch im engeren Kreise schon damals bekannt wurde.

Daß die theoretischen Besprechungen nicht allein Theorien sind, sondern die Fühlung mit der Praxis immer beibehalten haben, zeigt der Umstand, daß deren hauptsächlichste Resultate sich decken, wie z. B. die von der Theorie verlangten veränderlich großen Tragflächen auch Ziel der Bestrebungen von bedeutenden Praktikern, wie Blériot, Levavasseur, Esnault-Pelterie und anderen sind.

In den Kapiteln, welche sich mit der praktischen Ausgestaltung von Flugapparaten befassen, hat der Autor getrachtet, anstatt eine Aufzählung der vielen verschiedenartigen und im allgemeinen wenig wertvollen Konstruktionen zu geben, lieber sich an einige erprobte und charakteristische Konstruktionen zu halten, und die maßgebenden Grundsätze, die Notwendigkeit der Verbesserungen, die Möglichkeiten der Vervollkommnungen zu besprechen, und damit vom ganzen ein übersichtliches Bild zu bieten.

Was die benutzten Quellenwerke betrifft, so haben außer dem bereits erwähnten Werke von Lanchester und den oft sehr wertvollen Artikeln der Fachzeitschriften, welche an den betreffenden Stellen erwähnt sind, hauptsächlich die Arbeiten von Langley, Lamb, G. Brewer, Zahm, Ahlborn, Jarolimek, Wellner, Nimführ, Renard und Ferber einen Einfluß auf die Gestaltung des vorliegenden Werkes gehabt.

Budapest, September 1909.

Aladár Zsélyi.

Literatur.

Lanchester: Aerodynamics, London 1907.
Langley: Experiments in Aerodynamics, Washington 1891.
Lamb: Hydrodynamics, Cambridge.
G. Brewer & P. Y. Alexander: Aeronautics, London.
Zahm: Resistance of the Air, Philosophical Magazine 1904.
Ahlborn: Über den Mechanismus des hydrodynamischen Widerstandes, Naturwissenschaftliche Abhandlungen, Hamburg 1902.
Jarolimek: Schraubenflieger, Zeitschrift d. Österreichischen Ing.- u. Architekten-Vereines 1897.
Wellner: Schraubenstudien, daselbst.
Nimführ: Leitfaden der Luftschiffahrt und Flugtechnik.
Renard: Schraubenstudien, Comptes Rendus de l'Académie de France.

Luftwiderstand und Luftreibung.

Die theoretische Basis der Konstruktion von Flugapparaten bildet die Untersuchung der Bewegungserscheinungen der Luft. Diese Erscheinungen sind jedoch von derartig komplizierter, mit unseren mathematischen und experimentellen Methoden so schwer annäherbarer Natur, daß es bis heute noch nicht gelungen ist, eine auch praktisch richtige Resultate liefernde Theorie derselben aufzustellen. Die theoretische Behandlung des Problemes geschieht gewöhnlich bei Annahme von gewissen Vereinfachungen und hypothetischen Medien. So begründet sich zum Beispiel die Newtonsche Theorie auf der vollständigen Unabhängigkeit der Materienteilchen von einander, also auf der Diskontinuität der Materie, und sind daher die Resultate derselben weder qualitativ noch quantitativ auf die realen Medien anwendbar. Auf der Kontinuität der strömenden Materie, also auf einer der Wirklichkeit näherstehenden Basis baut sich jene Theorie auf, welche hauptsächlich von Euler, Helmholtz, Lagrange, Raleigh und Kirchoff stammt, und welche die derzeit vollkommenste Zusammenfassung ihrer Resultate in Lanchesters Werke „Aerodynamics" findet. In Folge der geringen Anzahl der grundliegenden Experimente sind jedoch die Werte der aus dieser Theorie abgeleiteten Koeffizienten so wenig bestimmt, daß sie für die Entwicklung der praktischen Flugtechnik nur geringe Bedeutung haben. Im Folgenden will ich mich mit derartigen theoretischen Besprechungen nur insofern abgeben, als dieselben das Verständnis der Erscheinungen des Luftwiderstandes erleichtern, oder aber einen Einfluß auf die praktischen Konstruktionen haben.

Unter den verschiedenen Theorien des Luftwiderstandes ist die anscheinend einfachste und noch heute in verschiedenen Formen benutzte die Newtonsche Stoßtheorie. Diese erklärt den Luftwiderstand als die beim Auftreffen der Luftteilchen auf die Fläche auftretende Reaktion. Nach den Gesetzen des Stoßes ist $P = mv$

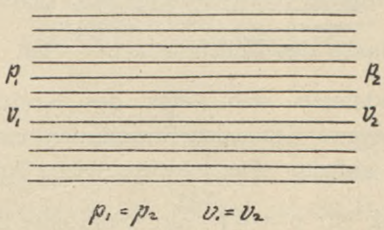
wo m die in einer Sekunde auf die Fläche stoßende Luftmasse, v die derselben mitgeteilte Geschwindigkeit, P die entwickelte Reaktion ist. Die zum Stoß kommende Luftmasse ist $m = F \varrho v$, wo F die Größe der Fläche, v die Geschwindigkeit und ϱ die Dichte des Mediums bedeutet. Der Widerstand ist daher: $P = \varrho F v^2$. Es leuchtet auf den ersten Blick ein, daß eine derartige Bewegung des Mediums nur dann möglich ist, wenn die vor und nach dem Stoße befindlichen Luftteilchen auf keinerlei Art ihre Bahn gegenseitig beeinflussen, also nur dann, wenn wir eine vollkommene Diskontinuität des Mediums annehmen. Die Bewegung von tatsächlichen Medien ist aber bis zu einem gewissen Grade schon dadurch bestimmt, daß zwei Materienteilchen zur selben Zeit nicht den gleichen Platz einnehmen können, und wenn wir noch, — was bei den in der Aviatik auftretenden Druckdifferenzen erlaubt ist, — annehmen, daß das Medium nicht komprimierbar ist, so nimmt das Problem des Widerstandes eine ganz veränderte Form an. Es handelt sich hier nämlich nicht mehr um einen Zusammenstoß, sondern um eine gleichmäßige zusammenhängende Strömung des Mediums. Da die Erhaltung dieser Strömung bei Medien ohne innere Reibung keinerlei Arbeit verlangt, so folgt daraus, daß bei idealen Medien die Arbeit des Widerstandes, also auch der Widerstand selbst gleich Null ist. Wir finden also in diesem Falle, wenn wir die Summe der Bewegungsmengen für die gesamte in Bewegung befindliche Materie bilden, daß dieselbe gleich Null ist, woraus folgt, daß auch die entwickelte Reaktion gleich Null ist.

Der einfache physische Beweis dafür ist folgender:

Wenn wir in einem Zylinder, welcher in einem beliebigen nichtkomprimierbaren Medium vollständig angefüllt ist, einen nicht dichtenden Kolben bewegen, so stoßen wir auf einen der Undichtigkeit entsprechenden, größeren oder kleineren Widerstand, trotzdem die dem Medium mitgeteilte Bewegungsmenge, da doch das gesamte Medium im ruhenden Zylinder fixiert ist, jedenfalls gleich Null ist. Vergrößern wir nun diesen Zylinder mehr und mehr, bis zur Größe der unbegrenzten Atmosphäre, so verändert sich die Sache nicht. Die dem Medium als Ganzes mitgeteilte Bewegungsmenge ist also gleich Null. Der Widerstand kann demnach nicht als Reaktionserscheinung aufgefaßt werden. Der Grund derselben liegt also anderswo, nämlich in der inneren Reibung, in der Viskosität des Mediums. Indem das Medium von der Vorderseite auf die Hinterseite der Fläche überfließt, treten zwischen den Teilchen derselben Geschwindigkeitsdifferenzen, und demzufolge Reibungswiderstände auf, zu deren Bezwingung auf der Vorderseite der Fläche eine Druckerhöhung nötig wird.

Diese Erklärung des Widerstandes des Mediums mag auf den ersten Blick befremden, dennoch ist sie die einzige, welche mit unseren hydrodynamischen, resp. aerodynamischen Grundformeln im Einklang steht. Diese Formeln beziehen sich auf die Bewegung von Flüssigkeiten, resp. Gasen in geschlossenen Röhrenleitungen, können jedoch nach gewissen Abänderungen auch auf das Medium von unbegrenzter Ausdehnung Anwendung finden[1]).

Die erste dieser Grundformeln ist die Formel der Kontinuität, welche den Zusammenhang zwischen Dichte und Geschwindigkeit des Mediums und dem Durchflußquerschnitt für jeden beliebigen Punkt der Rohrleitung angibt. Da im stationären Stadium der Bewegung die die einzelnen Querschnitte durchfließenden Flüssigkeitsmengen gleich sein müssen, so ist $F_1 \varrho_1 v_1 = F_2 \varrho_2 v_2$. Da nach unserer Annahme das Medium nicht komprimierbar ist, so ist $\varrho_1 = \varrho_2$, und $F_1 v_1 = F_2 v_2$, oder $\frac{F_1}{F_2} = \frac{v_2}{v_1}$. Stellen wir uns also das gleichmäßig fließende unendliche Medium als durch parallele Stromlinien in Schnitte geteilt vor (Fig. 1), so werden diese Stromlinien sich dort gegeneinander nähern, wo sich die



Figur 1.

Geschwindigkeit vergrößert, und werden sich bei verminderter Geschwindigkeit von einander entfernen.

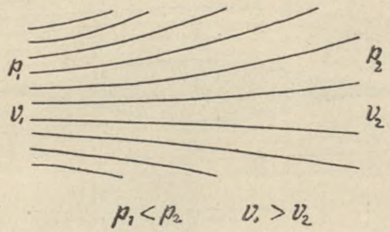
[1]) In der theoretischen Hydrodynamik pflegt man die Bewegung des Mediums mit den Eulerschen Formeln auszudrücken, welche den längst den drei Koordinatenachsen zwischen Druckveränderung und Beschleunigung bestehenden Zusammenhang angeben. Die obigen drei Grundformeln sind implicite in den Eulerschen Formeln enthalten, und bestimmen identisch mit denselben die Bewegung des Mediums. Die hier angewendete Besprechungsart ist darum von Vorteil, weil dieselbe von der Bewegungsweise in Röhrenleitungen ausgehend die Erscheinungen leicht faßbar und darstellbar macht.

Die zweite Formel drückt auf Grund des Gesetzes von der Erhaltung der Energie aus, daß die Summe der kinetischen und der potentialen Energie des Mediums konstant ist. Wenn wir von den durch die Höhenunterschiede hervorgerufenen Druckveränderungen absehen, was wir bei der Luft mit vollem Rechte tun können, und auch die innere Reibung vorerst nicht in Betracht ziehen, so ist die Summe der im Drucke und in der Geschwindigkeit enthaltenen Energie eines im Raumelemente ω, ein Gewicht von $\omega\gamma$ aufweisenden Materieteilchens konstant: $p, \omega + \omega \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{v^2}{2} = \text{konst.}$; durch $\omega\gamma$ dividiert: $\frac{p}{\gamma} + \frac{v^2}{2g} = \text{konst. } 2)$. Diese Formel gibt uns also für die des inneren Widerstandes baren, idealen Flüssigkeiten den Zusammenhang von Geschwindigkeit und Druck, resp. von Druck und Dichte der Stromlinien.

Bei geschlossenen Rohrleitungen genügen die bisherigen zwei Formeln bei Abwesenheit von innerer Reibung zur Bestimmung der Bewegung. Ist das Medium unbegrenzt, so brauchen wir noch eine dritte Formel, welche die Verteilung der Stromlinien im Raume bestimmt. Es ist dies die Formel der zentrifugalen Kräfte. Bewegt sich das Materieteilchen nämlich nicht auf einer geraden Stromlinie, sondern auf einer, deren Krümmungsradius r ist, so übt es auf dieselbe eine zentrifugale Kraftwirkung aus, deren Größe bei einer d m betragenden Masse des Teilchens $dm \frac{v^2}{r}$ ist. Diese elementaren Zentrifugalkräfte addieren sich längs des Krümmungsradius, sodaß gegen die konvexe Seite der Stromlinien ein fortwährend anwachsender Druck auftritt. Der mathematische Ausdruck für diesen zentrifugalen Druck ist: $p = \varrho \int \frac{v^2}{r} dr$. Soll diese Bewegung stationär sein, so muß sie außerdem noch der früheren Energieformel: $\frac{p}{\gamma} + \frac{v^2}{2g} = k$. entsprechen. Diese zwei Formeln bestimmen vollkommen die Verteilung der Stromlinien im Raume.

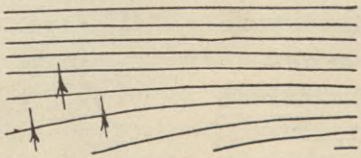
So ist z. B. in Fig. (2) die Konfiguration der Stromlinien richtig gezeichnet, da die zentrifugalen Druckveränderungen den durch die Querschnittveränderungen hervorgerufenen Druckveränderungen entsprechen, während in Fig. (3) in den äußeren Stromlinien die Drucke kleiner sind, als dies der Zentrifugalgleichung entspricht, daher in der Richtung der Pfeile ein Überströmen der Flüssigkeit und eine Deformation der Stromlinien erfolgen wird.

Wir besitzen keine direkte, allgemein verwendbare Methode zur Konstruktion der Stromlinien, doch ist es in einigen spezialen Fällen möglich, die nach dem Gefühle gezeichneten Stromlinien mittelst der erwähnten Gleichungen auf ihre Richtigkeit zu prüfen.



Figur 2.

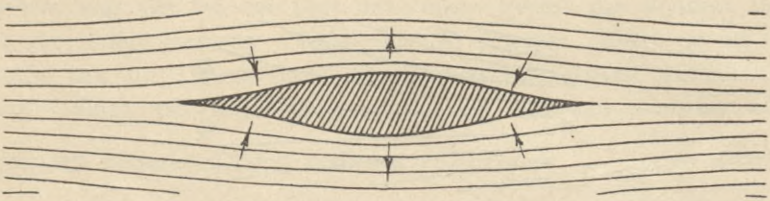
Im Folgenden will ich die Lage der Stromlinien in der Umgebung einiger praktisch wichtiger Körper geben, mit der beschränkenden Annahme, daß sich die Flüssigkeit nur in zwei Dimensionen, also in der Fläche des Papieres bewegt. Dieser Fall tritt ein, wenn der Körper rechtwinklig auf die Fläche des Papieres eine sehr große Ausdehnung hat.



Figur 3.

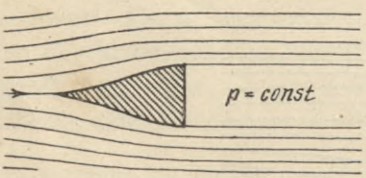
Bei dem in Fig. (4) dargestellten sog. Stromlinienkörper entspricht die gezeichnete Lage der Stromlinien unseren Grundformeln. Auf den konkaven Flächen des Körpers ist der Druck der Flüssigkeit größer, auf den konvexen kleiner als der normale. Die absolute Größe der Drucke wird von dem Umstande bestimmt, daß dieselben in großer Entfernung vom Körper gleich dem normalen Drucke der Flüssigkeit sein müssen, weil sonst eine fortlaufende Deformation der Stromlinien auftreten würde. Aus dem Umstande, daß die Drucke in großer Entfernung vom Körper überall dem normalen hydrostatischen Drucke gleich werden, können wir schließen, daß der Widerstand eines solchen Körpers in idealen Flüssigkeiten gleich Null ist. In realen Flüssigkeiten tritt, der innern Reibung entsprechend, auf der Vorderseite des Körpers eine Drucksteigerung und eine entsprechende Deformation der Stromlinien auf.

Prüfen wir nun die Form der Stromlinien, wenn der Körper keine so vollkommene Stromliniengestalt hat. Stellen wir uns die rückwärtige Hälfte des Körpers als entfernt vor. Es hört dann, nach der Helmholtz-Kirchhoffschen Auffassung, die Kontinuität der Strom-

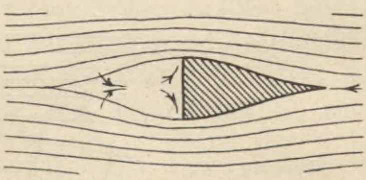


Figur 4.

linien auf, und es bleibt hinter der Fläche eine unter beständigem hydrostatischen Druck stehende, ruhende Flüssigkeitsmenge zurück. Es sind in diesem Falle die Stromlinien auch in unendlicher Entfernung vom Körper vor demselben weniger dicht, sie stehen also unter größerem Druck als hinter dem Körper, und üben dementsprechend einen gewissen, von Kirchhoff auch numerisch ausgedrückten Druck auf denselben aus (Fig. 5). Die andere, auch



Figur 5.



Figur 6.

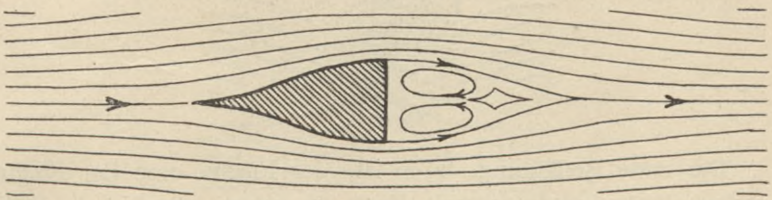
bei realen Flüssigkeiten entsprechende Auffassung ist, daß die Stromlinien hinter dem Körper, infolge des größeren Druckes der umgebenden ruhenden Flüssigkeit sich zusammen zu schließen trachten. Da der Druck an der konvexen Seite der Stromlinien stärker ist, so tritt in der Richtung der Pfeile (Fig. 6) Überströmung auf. Die Folge dieser Überströmung ist die Bildung von zwei symmetrischen Wirbeln (Fig. 7). Im Raume a, hinter den Wirbeln finden die kleineren Druckdifferenzen ebenfalls in kleinen Wirbeln Ausdruck.

Daß die Strömung der realen Flüssigkeiten der dargestellten Konfiguration gleicht, das beweist die alltägliche Erfahrung, besonders aber die vortrefflichen photographischen Aufnahmen von Ahlborn.[1])

[1]) Ahlborn: Über den Mechanismus des hydrodynamischen Widerstandes. Hamburg 1902.

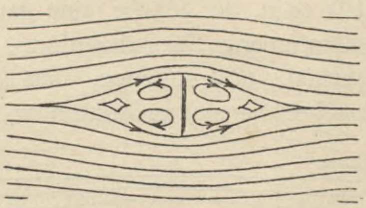
Stellen wir uns nun auch die vordere Hälfte des Körpers als entfernt vor, so bleibt nur eine dem größten Durchmesser des Körpers entsprechende rechtwinklig auf die Bewegungsrichtung stehende Fläche zurück.

Bei idealen Flüssigkeiten können wir die vordere Hälfte des Körpers durch ein der hintern Hälfte entsprechendes Wirbelsystem ersetzen (Fig. 8).



Figur 7.

Bei realen Flüssigkeiten finden wir in diesem Falle eine interessante Offenbarung der inneren Reibung. Während nämlich die Stromrichtung der Peripherie des hinteren Wirbels mit der Richtung der Stromlinien zusammenfällt, so ist dieselbe beim vorderen eine entgegengesetzte. Infolge der inneren Reibung schwächt, ja vernichtet die Strömung die Bildung eines vorderen Wirbels, um zugleich den rückseitigen zu verstärken. So kommt die in Fig. 9 dargestellte verzerrte Konfiguration zustande, welche vollkommen mit den Ahlbornschen Photographien übereinstimmt. Es bedeutet in diesem Falle die starke Biegung und Schütterheit der Stromlinien



Figur 8.

eine starke Reaktion auf der Vorderseite der Fläche, während auf der Rückseite eine Druckverminderung besteht, welche nach den Versuchen von Dines gleich der Hälfte der vorne auftretenden Druckerhöhung ist. Steht die Fläche schräg zur Stromrichtung, so verschieben sich die Wirbel dementsprechend (Fig. 10).

Da die Tragflächen der Aeroplane aus derartigen geneigten Flächen bestehen, die Bedeutung letzterer also in der Flugtechnik eine eminente ist, so versuchen wir diejenige Flächenform zu ergründen, bei welcher die Reaktion mit möglichst geringer Wirbelbildung, also mit der kleinsten Energieverschwendung hervorgebracht werden kann.

Figur 9.

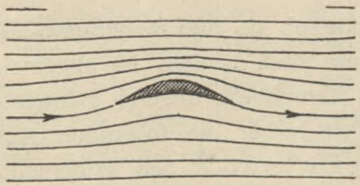
Die erste Bedingung dafür ist, der Fläche eine der Biegung der Stromlinien entsprechende Form zu geben. Besitzt die Fläche keine Dicke, wie in Fig. (11), so kann eine vollkommene Stromlinienkonstruktion nicht erreicht werden, da die Druckverteilung auf den Rändern der Fläche nicht dem Gesetze der zentrifugalen Kräfte entspricht, sich also eine Wirbelbildung ergeben wird. Geben wir

Figur 10.

jedoch, wie Fig. (12) zeigt, der Fläche eine gewisse Dicke, so erhalten wir eine vollkommene Stromlinienform, mit welcher man in idealen Flüssigkeiten, angenommen, daß die Bewegung des Mediums nur in zwei Dimensionen stattfindet, einen Auftrieb er-

Figur 11.

halten könnte, ohne eine horizontale Zugkraft zu benötigen. Dies scheint anfangs befremdend, ist jedoch durch folgende Analogie leicht verständlich: Man kann sich einen Körper als dadurch schwebend vorstellen, daß zwischen demselben und der Erdoberfläche ein fortwährender Anprall von eine bestimmte Masse und Geschwindigkeit besitzenden Körpern besteht. Ist dieser Anprall vollständig elastisch, so ist es möglich, den Körper ohne jeden Energieverbrauch schwebend zu erhalten. Im vorliegenden Falle vermittelt der zentrifugale Druck der Mediumteilchen das Gewicht des Körpers mit der Erdoberfläche.



Figur 12.

Bei realen Flüssigkeiten vermindert die innere Reibung die Geschwindigkeit an den eine größere als die normale Geschwindigkeit besitzenden Stellen, und vergrößert dieselbe an jenen Stellen, deren Geschwindigkeit geringer als die normale ist. Demnach wird die Summe der Überfluß-Querschnitte an der hinteren Kante der Fläche kleiner resp. größer sein als an der vorderen Kante.

Dies ist nur dann möglich, wenn die Fläche die in Fig. (13) gezeigte schräge Stellung einnimmt. Die Reaktion ist also nicht mehr vertikal, sondern sie besitzt auch eine horizontale Komponente, zu deren Überwindung eine entsprechende Zugkraft

Figur 13.

nötig ist. An der hinteren Hälfte der Fläche ist die Reaktion, entsprechend der geringeren Geschwindigkeitsdifferenzen, geringer als an der vorderen. Der Angriffspunkt der Reaktion wird also nicht in der Mitte der Fläche, sondern um ein gewisses Maß der vorderen Kante zu verschoben liegen. Diese Erscheinung ist in der praktischen Hydraulik als das Avanzinische Gesetz bekannt.

In dem Bisherigen habe ich versucht, die Bewegungs-Erscheinungen der Medien in einigen für die Flugtechnik wichtigen Fällen zu erklären. In dem Folgenden werde ich die Werte der Widerstände und Reaktionen in den für die Praxis wichtigen zwei Medien im Wasser und in der Luft behandeln.

Allgemeine Gestalt der Widerstands-Gleichungen.

Die Widerstände, ob sie nun Reibungswiderstände oder Widerstände eines Mediums sind, hängen im allgemeinen von denselben Faktoren ab. Als Grundlage unserer Betrachtungen können wir daher der Einfachheit halber die folgenden Ausdrücke und Maße annehmen: $P = c \varrho F v^m$; wo P den Widerstand in Kilogrammen, F die Oberfläche in Quadratmetern, $\varrho = \frac{\gamma}{g}$ die Dichte des Mediums (γ = bei Süßwasser 1000 kg, bei Salzwasser 1025 kg, bei der Luft 1·293 kg, bei 0^0 C. und 760 mm Luftdruck, g die Beschleunigung = 9·81 M.), v die Geschwindigkeit der Bewegung, c aber eine Konstante ist, deren Größe von der inneren Reibung, der Größe der Oberfläche, deren Gestalt und deren Lage zur Bewegungsrichtung abhängt. Die Dichte des Mediums ist in vielen Fällen in dem Werte von c einbegriffen, doch ist deren Absonderung angeraten, um einerseits im Falle verschiedener Medien den spezifischen Widerstand zu demonstrieren, andererseits um auch bei Medien mit veränderlicher Dichte, wie auch die Luft, entsprechende Resultate zu erhalten.

Im folgenden werde ich auch die für Wasser gefundenen Widerstandswerte nicht außer acht lassen, denn der Vergleich ist wegen der uns zur Verfügung stehenden zahlreichen Experimentaldaten der Schiffbautechnik sehr lehrreich, und sind diese Daten auch in bezug auf das neue mit dem Aeroplan sich parallel entwickelnde Sportfahrzeug, dem Hydroplan (Gleitboot) an sich wertvoll.

Innere und Oberflächenreibung.

Im Sinne der voraufgegangenen theoretischen Ausführungen ist die innere und Oberflächenreibung die eigentliche Ursache des Widerstandes eines Mediums, wir müssen uns daher in erster Reihe mit den Reibungserscheinungen befassen.

Die innere Reibung (Viscosität) ist die zwischen den parallel, doch mit verschiedener Geschwindigkeit sich bewegenden Flüssigkeitsteilchen auftretende hemmende Kraft. Ihre Größe hängt von den molekularen Eigenschaften des Mediums ab. Beim Wasser hat sie natürlich einen viel größeren Wert als bei der Luft, doch muß sie hier infolge der größeren Dichte die Bewegung einer größeren Masse von Teilchen des Mediums verändern. Den Einfluß der inneren Reibung auf die Deformation der Stromlinien bestimmt daher nicht der absolute Wert der Reibung, sondern der Quotient der inneren Reibung und der Dichte, die kinematische Viscosität des Mediums. Der Wert derselben ist nach Lanchester bei der Luft ungefähr vierzehnmal so groß wie beim Wasser. Die Deformation der Stromlinien und daher auch der spezifische Widerstand wird in der Luft im allgemeinen immer größer sein als im Wasser.

Die Oberflächenreibung entsteht durch das Gleiten der Oberfläche des Körpers in dem Medium. Diese Bestimmung ist nicht streng korrekt, denn da bei den meisten Flüssigkeiten die Reibung zwischen der Flüssigkeit und dem Körper größer ist als die innere Reibung der Flüssigkeit, so bewegt sich eine dünne Schicht der Flüssigkeit mit der Oberfläche des Körpers und das eigentliche Gleiten entsteht zwischen den Flüssigkeitsteilchen.

Widerstand der zur Bewegungsrichtung rechtwinklig stehenden Flächen.

Die allgemein gebräuchliche Gleichung zur Bestimmung der Größe des Widerstandes lautet: $P = c \varrho F v^2$. Nach dieser ist der Widerstand proportional zur Oberfläche und dem Quadrat der Geschwindigkeit. Bezüglich der einfachen Proportion zur Oberfläche obwalten berechtigte Zweifel, doch besitzen wir gegenwärtig noch keine die Gesetzmäßigkeit beleuchtenden Daten. Gleichfalls nicht vollkommen einwandsfrei ist die Proportionalität zum Quadrat der Geschwindigkeit. Bei ganz kleinen Geschwindigkeiten (1 Meter und weniger) entspricht die einfache Proportion zu der Geschwindigkeit annähernd, hingegen fand man, daß bei Geschwindigkeiten, die der Schallgeschwindigkeit (322 Meter) nahestehen oder diese übertreffen, der Widerstand sich proportional zur dritten bis fünften Potenz verändert. — In der Praxis kann jedoch die vorerwähnte Gleichung innerhalb gewisser Massen und Geschwindigkeitsgrenzen mit einem Koefficienten c als gültig angenommen werden.

Dieser Koefficient „c“ ist von der Gestaltung der Fläche und bei gleichen Flächen von der inneren Reibung des Mediums abhängig. Theoretische Betrachtungen, aber auch Versuche beweisen, daß der Widerstand und daher auch der Wert des Koefficienten steigt,, sobald die Bewegung des Mediums nur in zwei Dimensionen vor sich geht. Praktisch besteht dieser Fall, wenn die Maßverhältnisse der Länge und Breite der Fläche sehr große sind. Nach Dines hat c bei dem Verhältnis von 16 : 1 den Wert von 0 · 76, während bei Kreis- oder Quadratflächen c nur den Wert von 0 · 66 besitzt, Langley fand für das Quadrat 0 · 7. Bei gleichen Maßverhältnissen ändert sich der Wert von c nach der Verschiedenheit der inneren Reibung der Medien. Nach Kirchhoff würde im Falle eines idealen Mediums ohne alle innere Reibung, bei unendlichen großen Maßverhältnissen der Wert von c auf Grund der Discontinuitäts-Theorie 0 · 440 betragen, für Wasser ist der Wert von c, nach Beaufoy und Fronde 0 · 6, hingegen für die eine größere innere Reibung besitzende Luft nach Dines 0 · 76.

Bei praktischen Berechnungen ist es nützlich, die Dichte in den Wert von c einzubeziehen. Geschieht das, so erhalten wir für Luft bei Planflächen über $F = 1\ m^2$ und $v = 30$ m Sek., nach Langley die Gleichung $F = 0 \cdot 09\, F\, v^2$. Bei Süßwasser entspricht nach Beaufoy, Fronde und Weißbach die Gleichung $P = 60\, F\, v^2$; nach Dubnat Duchemin ist dieser Wert größer, nämlich $P = 73\, F\, v^2$.

Ist die Oberfläche keine Planfläche, sondern Konvex oder Konkav, so ändert sich der Widerstand sehr rasch. In der untenstehenden Tabelle findet man die diesbezüglichen Daten.

Form des Versuchskörpers	v = 10 · 75 m/sec. Druck kg	Druck kg/m²
Kreisscheibe, Durchmesser 15 · 2 cm	0 · 132	7 · 18
Rechteck, 40 · 6 × 10 · 16 cm	0 · 317	7 · 7
Zylinder, Durchm. 15 · 2 cm, Länge 12 cm	0 · 127	7 · 08
Desgleichen, seitlich	0 · 083	4 · 48
Kugel, Durchm. 15 · 2 cm	0 · 059	3 · 26
Kreisscheibe, Durchm. 15 · 2 cm, mit einem hinteren Kegel von ~~$4 \cdot 5^0$~~ . 45°	0 · 132	7 · 26
Desgleichen, Kegel vorne	0 · 086	4 · 77
Kreisscheibe, D. 15 · 2 cm, Kegel von 30^0 nach hinten .	0 · 136	7 · 5
Desgleichen, Kegel vorne	0 · 0543	2 · 93
Anemometer Halbkugel, Durchm. 12 · 7 cm, von der konkaven Seite	0 · 127	8 · 2
Desgleichen, konvexe Seite	0 · 0543	3 · 56
30 · 4 cm lange, 1 · 56 dicke Stange in Querrichtung . .	C · 041	0 · 35

Die Daten beziehen sich auf 760 mm Luftdruck und 0^0 C., und ist der Widerstand der die Körper tragenden Arme abgezogen.

Widerstand der zur Bewegungsrichtung im Winkel stehenden Flächen.

Schließt eine Fläche mit der Bewegungsrichtung einen gewissen Winkel α ein, so ändert sich die Reaktion dem Winkel entsprechend. Systematische Daten besitzen wir bisher nur für ebene Flächen.

Newton setzt voraus, daß das Medium die Fläche mit einer Geschwindigkeit von $v \sin \alpha$ trifft. In diesem Falle gibt den Wert der Reaktion die Gleichung $P = \varrho F v^2 \sin^2 \alpha$ — an. Für die eine Kontinuität besitzenden realen Medien ist diese Voraussetzung weder theoretisch noch praktisch richtig. Kirchhoff und Rayleigh haben auf Grund der Helmholtzschen Theorie bei unendlichen Maßverhältnissen die Reaktion auch für geneigte Flächen berechnet und fanden $P = \frac{\pi \sin \alpha}{4 + \pi \sin \alpha} \varrho F v^2$. Mit praktischen Versuchen stimmt bei quadratischen Flächen am besten die Formel Duchemin-Langley überein, nach der $P = c \varrho F v^2 \frac{2 \sin \alpha}{1 + \sin^2 \alpha}$ ist. Bei kleinen Winkeln wird $1 + \sin^2 \alpha$ durch die Einheit substituiert, wodurch sich die Formel folgend vereinfacht: $P = c \varrho F v^2 . 2 \sin \alpha$, beziehungsweise die Konstante einführend $P = 0 \cdot 09 F v^2 2 \sin \alpha$.

Ist die Fläche nicht quadratisch, sondern besitzt sie ein größeres Maßverhältnis, so wird die Reaktion größer oder kleiner, je nachdem die Fläche mit ihrer längeren oder kürzeren Seite zur Bewegungsrichtung steht. Bei den vorerwähnten flügelartig angeordneten Flächen kann, falls das Verhältnis der Maße ein großes ist, bei kleinen Winkeln $P = 0 \cdot 09 F v^2 3 \sin \alpha$ angenommen werden.

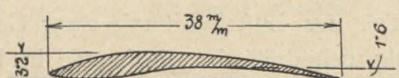
Ist die längere Seite der Fläche in der Bewegungsrichtung, so wird die Reaktion nicht nur geringer, sondern nähert sich auch in ihren Veränderungen der Newtonschen $\sin^2 \alpha$-Formel. In diesem Falle ist die sich an der Vorderkante erneuernde Luftmenge gering, und der größte Teil der Luft wird mit einer Geschwindigkeit von $v \sin \alpha$ gleichmäßig weiterbefördert, gleichwie im Falle einer mit der Geschwindigkeit von $v \sin \alpha$ vorwärts bewegten Fläche. Zur Erreichung günstiger Reaktionen ist es daher hochwichtig, daß wir eine Fläche von womöglich großen Maßverhältnissen in flügelartiger Anordnung mit möglichst großer Geschwindigkeit vorwärts bewegen.

Widerstände gewölbter, flügelartig profilierter Flächen.

Theoretische Erwägungen, wie auch praktische Versuche haben bewiesen, daß die Reaktion schiefer Flächen bedeutend wächst, sofern diese nicht eben, sondern entsprechend profiliert sind und eine gewisse Dicke besitzen. In diesem Falle kann weder die Größe noch Richtung und Angriffspunkt der Reaktionskraft mit solcher Gewißheit festgestellt werden, wie bei den ebenen Flächen. Die Reaktion hängt nämlich in diesem Falle bereits von einer größeren Zahl von Faktoren ab, und da auch die einfache Proportion mit der Oberfläche in Frage steht, so können nur Versuche mit Flächen von praktischen Größenverhältnissen verläßliche Resultate ergeben.

Bei ebenen Flächen hatten wir bisher angenommen, daß die Reaktion rechtwinklig zur Fläche wirkt. Streng genommen entspricht dies nicht den Tatsachen, denn die auftretende Reaktion ist die Resultante des rechtwinkligen Dreieckes P und der in die Ebene der Fläche fallenden Reibungskraft S.

Bei flügelartigen Flächen sind daher die einzelnen elementaren Kraftwirkungen gleichfalls nicht rechtwinklig zu den Oberflächenelementen. Die Resultanten dieser elementaren Kraftwirkungen werden, wie dies bereits vorher ausgeführt wurde, nicht in der Mitte, sondern gegen das untere Ende der Fläche auftreten. Wird der Neigungswinkel kleiner, so verkleinert sich auch der von den Reaktionskräften stammende Teil der Resultante, bis der Reibungswiderstand bei konstanter Geschwindigkeit annähernd konstant bleibt. Bei kleinen Winkeln kann dieser Teil bereits einen sehr namhaften Teil der Zugkraft ausmachen. Es ist daher von großer Wichtigkeit, zu wissen, wie weit wir bei der Verringerung des Neigungswinkels gehen können. Wir werden in dem nachfolgenden sehen, daß die Schwebenderhaltung die allerwirtschaftlichste, d. h. das Verhältnis der Hubkraft zur Zugkraft das größte sein wird, sofern die zur Hervorrufung der Reaktionskraft und der Besiegung der Reibungswiderstände notwendigen Teile gleich groß wird: $p = \varrho$.



Phillips

Figur 14.

Um die Flächen der Flugmaschine rationell zu konstruieren, muß man daher nicht nur die Größe und Richtung der Widerstands-

Resultante, sondern auch die Reaktion und den Reibungswiderstand unabhängig von einander kennen. Von systematischen Versuchen in dieser Richtung besitze ich keine Kenntnis.

Mit der Konstruktion von Flächenprofilen, die eine möglichst große Reaktion bieten, haben sich mehrere Forscher befaßt, mit welchem Ergebnis, zeigen die von Phillips erreichten außergewöhnlichen Reaktionen. Er gebrauchte äußerst schmale Flächen (siehe Figur 14 in nat. Größe), [28 mm], die aber eine relativ große Länge erhielten [6 • 8 m]. Fünfzig solcher Flächen, in einem Abstande von 51 mm übereinander angeordnet und in einem Rahmen vereinigt, ergaben bei 12 • 5 m Geschwindigkeit und mit nur 12 • 6 kg Zugkraft eine Reaktion von 190 kg.

Bei ebenen Flächen mit gleichen Abmessungen würde man laut der Gleichung Duchemin-Langley 70 kg Zugkraft gebrauchen.

Da die Phillips'schen Flächen praktisch kaum gebrauchbar sind, werden die Aeroplanflächen zu mindest 1 • 2 m breit, gewöhnlich aber 2—2 • 5 m breit verfertigt. Es wird entweder eine einzige derartige Fläche benutzt (Monoplane, Eindecker) oder aber deren mehrere (Bi-, Triplane, Zwei-, Dreidecker). Die günstigste Wölbung ist nach Lilienthal $^1/_{12}$ der Breite. Es ist dies jedoch nur bei kleineren, etwa 8—10 m betragenden Geschwindigkeiten entsprechend. Bei größeren Geschwindigkeiten ist diese Wölbung bereits nicht verwendbar, deshalb ist bei Wright das Verhältnis der Höhe des Wölbungsbogens zu der Breite auf $^1/_{19}$, bei den schnellen ~~schmalen~~ Eindeckern aber (Esnault-Pelterie) auf $^1/_{30}$—$^1/_{35}$ reduziert. Die Dicke der Flächen wird gegenwärtig nur durch Konstruktionsgründe bestimmt, obwohl sie, wie ich bereits ausführte, bei der Hervorrufung der Reaktionskraft eine wichtige Rolle spielt.

Bezüglich der Größe der Zugkraft können wir auf Grund von Gleitflieger- (Planeur) Versuchen Schlüsse ziehen. Die Flug- respektive Gleitbahn des Wright'schen Doppeldeckers (Spannweite 10 • 5 m, Breite 1 • 5 m, Gesamtoberfläche 28 • 5 m², Gewicht samt Lenker 130 kg) schloß beispielsweise bei einer Geschwindigkeit von 10 m sek. einen Winkel von 7° mit der Horizontalen ein. Die Bewegungskraft ist in diesem Falle die in die Bahnrichtung fallende Komponente des Apparatgewichtes 130. $\sin \alpha = 130.\ 0 \cdot 12 = 15 \cdot 6$ kg. Eine so große Zugkraft muß der Motor im Falle des horizontalen Fluges entwickeln.

Bei Motor-Gleitfliegern werden sich noch zahlreiche Zusammenhänge zwischen der Zugkraft sowie dem Gewichte und den

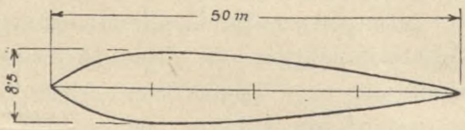
Abmessungen des Apparates finden, doch ohne systematische Kenntnis der einzelnen Teile und der Richtung der Reaktion ist eine tiefergehende Behandlung der Kraftverhältnisse der Aeroplane sehr schwierig.

Widerstand stromlinienförmiger Körper.

Der Widerstand derartig gestalteter Körper hat für uns deshalb ein besonderes Interesse, weil wir den Rumpf des Flugapparates, der den Lenker und den Motor in sich birgt, in dieser minimalen Widerstand bietenden Form herstellen wollen.

Die erste Bedingung des minimalen Widerstandes ist, daß die Oberfläche glatt, einen geringen Luftwiderstand bietend und in ihren Maßenänderungen nicht sprunghaft sei. Der vordere Teil des Körpers kann auch etwas stumpf sein, hingegen müssen wir den hinteren Teil behufs Vermeidung von Wirbeln möglichst lang und spitz auslaufen lassen.

Nach Renard ist der Widerstand am geringsten, wenn sich der größte Querschnitt im ersten Viertel der Länge befindet. Der Wert des Widerstandes ist nach Renard: $P = 0 \cdot 00283\, F\, v^2$.



Renard: „La France"

Figur 15.

Dieser Wert ist ungefähr $^1/_{30}$ des Widerstandes jener Fläche F, die dem maximalen Querschnitt entspricht. Die bei Torpedobooten und Unterseebooten gemachten Erfahrungen ergaben, daß dieser Widerstand tatsächlich ein größerer ist; $P = 0 \cdot 10 \sim 0 \cdot 15\, Po$, wo Po der Widerstand der Fläche des maximalen Querschnittes ist.

Elemente der Flugmaschine.

Unter jenen zahlreichen Konstruktionen, welche zum Zwecke der Schwebenderhaltung und des Vortriebes in der Luft in Vorschlag gebracht wurden und die Gegenstände zahlreicher Versuche waren, sind bisher nur die Gleitfliegerflächen und die Luftschraube technisch zu einer gewissen Vollkommenheit gelangt.

Diese beiden können deshalb bereits zu den ordentlichen Maschinenelementen gezählt werden. Sie bilden die Elemente des bisher einzig erfolgreichen Flugmaschinensystems, des Drachenfliegers, bei welchem die Schwebenderhaltung durch geneigte vor-

Figur 16.
Monoplan Blériot XI (La Manchetype).

teilhaft profilierte gewölbte Flächen, der Vortrieb aber durch die von einem Benzinmotor getriebene Schraube bewerkstelligt wird. Beide Maschinenelemente sind so einfach und besitzen im Verhältnis zu ihrer Anspruchslosigkeit einen so guten Wirkungsgrad, daß kein Zweifel darüber obwalten kann, daß sie auch in der weiteren Zukunft die Grundelemente derselben bilden werden, so lange eben Motoren in Gebrauch sein werden. Sollte es gelingen, einen genügend ökonomischen motorlosen Vortrieb durch stetige Explosionen von Gasgemischen zu erfinden, so wird der Platz des Motors vom direkten Propulseur eingenommen werden. Auf diesen Umstand werden wir im weiteren noch zurückkehren.

Das noch seiner Lösung harrende Problem der Flugtechnik, die Frage des vertikalen Aufstieges kann gleichfalls durch Anwendung einfacher Luftschrauben seine vorteilhafteste Lösung finden.

Kraft- und Arbeitsverhältnisse von Drachenfliegern mit ebenen Flächen.

Wir haben in dem vorherigen gesehen, daß im Falle gewölbter beziehungsweise profilierter geneigter Flächen weder die Größe noch der Angriffspunkt und die Richtung der Reaktion mit genügender Genauigkeit festgestellt werden können. Dadurch wird die Behandlung der bei Drachenfliegern auftretenden Widerstandserscheinungen sehr erschwert. Nehmen wir an, daß die Flächen des Aeroplanes und der Schraube eben sind, so gestaltet sich das Problem ungemein einfach und übersichtlich. Im Folgenden beginne ich die Besprechung auf dieser Grundlage, indem ich gleich numerierte Daten gebe, welche sich auf einen dem Farmanschen Aeroplan gleichen, doch mit Planflächen versehenen Aeroplan beziehen.

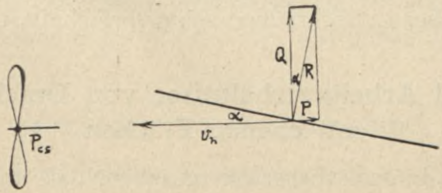
Jene Elemente des Aeroplanes, welche die Arbeit des Motors auf die Luft übertragen, sind die Schraube und die Tragflächen. Beide sind im prinzipiellen und bisher noch nicht genügend gewürdigten Zusammenhang mit den beiden einfachen Maschinen der Mechanik: der Schraube, resp. der schiefen Ebene. Betrachten wir vor allem die Wirkungsart der Tragfläche:

Die Fläche bewegt sich infolge der Zugkraft P_{cs} horizontal mit einer Geschwindigkeit v_h, und erzeugt dadurch eine Reaktion R. Es ist ein allgemeiner, für die gesamte Mechanik gültiger Satz, daß eine Fläche nur die auf dieselbe rechtwinkligen Kraftwirkungen aufzunehmen vermag. In der Ebene der Fläche können nur Reibungswiderstände auftreten, welche wir im vorliegenden Falle nicht in Betracht nehmen wollen.

Der Luftwiderstand erzeugt demnach eine rechtwinklig zur Ebene auftretende Reaktion, deren vertikale Komponente durch das Gewicht des Aeroplanes, und deren horizontale Komponente durch die Zugkraft der Schraube im Gleichgewicht gehalten wird.

$$Q = R \cos \alpha; \quad P = R \sin \alpha; \quad P = Q \,\mathrm{Tg}\, \alpha.$$

Diese Gleichungen, welche die Gleichungen der schiefen Ebene sind, sind unabhängig vom Medium, und von universaler Gültigkeit. Mit einer bestimmten Kraft und einem bestimmten Neigungswinkel kann immer dasselbe Gewicht gehoben, resp. in Schwebe gehalten werden, unabhängig davon, ob sich die Fläche auf einer festen Unterlage, im Wasser, oder in der Luft bewegt.



Figur 17.

Die Qualität des Mediums ist nur auf die Größe der nötigen Fläche und auf die Geschwindigkeit von Einfluß.

Es sei z. B. das Gewicht des Aeroplanes 600 kg und $\mathrm{tg}\,\alpha = 0 \cdot 15$. Dann ist $P = Q\,\mathrm{tg}\,\alpha = 600.\ 0 \cdot 15 = 90$ kg. Soviel beträgt die ausschließlich zum Schweben benutzte Zugkraft. Die tatsächlich benötigte Zugkraft ist infolge des Material- und Reibungswiderstandes der Tragflächen, des Rumpfes und der verbindenden Drähte und Stäbe eine größere. Die Summe dieser Widerstände wird zum Unterschied von dem zum Schweben nötigen Widerstande $P = Q\,\mathrm{tg}\,\alpha$ direkter Widerstand genannt, und im Folgenden mit P' bezeichnet.

Im Falle der Schraube kann die gleiche Ableitungsart benutzt werden, wie beim Aeroplan. Die einzelnen Elemente der Luftschraube sind nämlich nichts anderes als Aeroplanflächen, welche keine gerade, sondern eine Kreisbahn beschreiben.

Nehmen wir zuerst an, daß die gesamte Oberfläche der Schraube in einem Punkt konzentriert sei, dessen Umfangsgeschwindigkeit v_{cs}, Neigungswinkel α_{cs} ist. Die in diesem Punkt konzentrierte peripherische Kraft des Motors ist p. Für diesen Fall gilt die Gleichung der schiefen Ebene:

$$p = P_0\,\mathrm{tg}\,\alpha_{cs}$$

wo P_0 die Zugkraft der Schraube.

Kompliziert wird die Sache dadurch, daß die Werte von v_{cs}, α_{cs} und p für die verschiedenen Flächenelemente der Schraube verschieden sind. Die in der Praxis verwendeten Schrauben besitzen aber gewöhnlich einfache (orthogonale) Schraubenflächen, bei welchen $\frac{\mathrm{tg}\,\alpha_1}{\mathrm{tg}\,\alpha_2} = \frac{v_2}{v_1}$ ist, und wo die den gleichen Drehmomenten auf verschiedenen Radien entsprechenden peripherischen Kräfte gleichfalls im umgekehrten Verhältnis der Radien stehen. Mit gleichen Drehmomenten kann also auf jedem Punkt der Schraube die gleiche Zugkraft erzeugt werden[1]).

Bei Schrauben mit einfachen Flächen begehen wir aber keinen Fehler, wenn wir annehmen, daß das ganze Drehmoment des Motors an einem einzigen Punkt der Schraube (z. B. an der Peripherie) unter dem dort bestehenden Neigungswinkel α_{cs} wirkt.

Kennen wir also das Drehmoment des Motors und den Neigungswinkel der Schraube, so kann die Zugkraft berechnet werden.

[1]) Obige Ableitung geht von der Annahme aus, daß $p = P_0\,\mathrm{tg}\,\alpha_{cs}$ ist. Dies ist nur dann der Fall, wenn die Reaktion rechtwinklig zur Fläche auftritt, wenn also kein Reibungswiderstand besteht. Im Folgenden werden wir sehen, daß die Existenz der Reibung gewisse, allerdings kleine Korrektionen nötig macht.

So ist z. B. beim Farmanschen Aeroplane der Schraubendurchmesser $D = 2 \cdot 3$ m, die Steigung $1 \cdot 37$ m[1]), tg α an der Peripherie $= \frac{1 \cdot 37}{2 \cdot 3\pi} = 0 \cdot 19$. Verwendet ist ein achtzylindriger Antionette-Motor, bei welchem $N = 50$ HP, $n = 1100$ ist. Das Drehmoment des Motors ist $M = 716 \cdot 2 \frac{N}{n} = 716 \cdot 2 \frac{50}{1100} = 32 \cdot 5$ ~~kg.~~ mkg

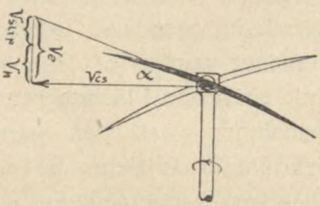
Dessen auf die Peripherie reduzierte Kraft $p_o = \frac{m}{r} = \frac{32 \cdot 5}{1 \cdot 15} = 28 \cdot 3$ kg. Ein Teil p' dieser Kraft p_o dient zur Überwindung der Lager- und Luftreibung der Schraube, während p die Zugkraft erzeugt; $\frac{p}{p_o} = \eta_{m\,cs}$, der mechanische Wirkungsgrad der Schraube, im vorliegenden Falle beiläufig $0 \cdot 9$; der Wert von p ist also $25 \cdot 5$ kg., tg α beträgt an der Peripherie $0 \cdot 19$. Die Zugkraft der Schraube ist demnach: $P_o = \frac{p}{\operatorname{tg} \alpha} = \frac{25 \cdot 5}{0 \cdot 19} = 134$ kg. Dies stimmt mit dem durch Messung ermittelten Werte ziemlich gut überein.

Beim angenommenen Aeroplan bleiben also noch $134 - 90 = 44$ kg Zugkraft zur Überwindung der direkten Widerstände.

Auf Grund der bisher erkannten Grundsätze können wir nunmehr die gesamte zum Fliegen erforderliche Kraft aufschreiben.

Die Gesamtleistung des Motors ist L, welche wir als auf der Peripherie der Schraube konzentriert annehmen können. $L = p_o v_{cs} = p' v_{cs} + p v_{cs}$, wo $p' v_{cs}$ die Lager- und Luftwiderstandsarbeit ~~des~~ der ~~Motors~~, $p v_{cs}$ die zur Erzeugung der Zugkraft P erforderliche Arbeit ist.

$$p v_{cs} = P_o \operatorname{tg} \alpha_{cs} v_{cs} = P_o v_e.$$



Figur 18.

$v_e = v_{cs} \operatorname{tg} \alpha_{cs}$ ist die Steiggeschwindigkeit der Schraube. Die durch die Schraube verrichtete Arbeit ist also auch hier, ebenso wie

[1]) Lanchester: The Voisin and Wrighs types of flying maschines (Automotor Journal 1909).

bei der festen Schraubenmutter, gleich dem Produkt von Hubgeschwindigkeit und gehobenem Gewicht. Die Steiggeschwindigkeit der Schraube ist jedoch in diesem Falle nicht gleich der Marschgeschwindigkeit der Schraube, $v_e = v_h + v_{slip}$, wo v_{slip} der Slip der Schraube, deren Rückgleitgeschwindigkeit ist, $P_o\,v_{slip}$ ist also die zur Erzeugung der Zugkraft nötige Arbeit.

Die Arbeit $P_o\,v_h$ besteht ebenfalls aus zwei Teilen: $P_o\,v_h = P'\,v_h + P\,v_h$, wo $P'\,v_h$ zum Überwinden des direkten Aeroplanwiderstandes, $P\,v_h$ zum Schweben benutzt wird.

Der Ausdruck der Gesamtarbeit ist nach entsprechender Substitution: $L = p_o\,v_{cs} = p'\,v_{cs} + P_o\,v_{slip} + P'\,v_h + P\,v_h$.

Nehmen wir diese Detaillierung der Arbeit im Falle unseres angenommenen Aeroplanes vor, so finden wir, daß auf Reibungsarbeit der Schraube ($p'\,v_{cs}$) 5 HP, auf Sliparbeit ($P_o\,v_{slip}$) 14·3, auf Schwebearbeit ($P\,v_h$) 20 und auf zum Überwinden des direkten Widerstandes nötige Kraft 10·7 HP entfallen. Es entspricht dies im allgemeinen den tatsächlichen Arbeitsverhältnissen des Farmanschen Aeroplanes.

In den bisherigen Untersuchungen ist die Größe der Fläche F des Aeroplanes nicht vorgekommen. Ihr Einfluß ist aber indirekt ein ganz bedeutender, indem dieselbe das Verhältnis von N, $\mathrm{tg}\,\alpha$ und v_h zu einander bestimmt, nach folgendem Zusammenhang:

Der zur Bewegung des Aeroplanes verwendete Teil der nützlichen motorischen Kraft ist $L_o = P'\,v_h + P\,v_h = A\,v^2_h + Q\,\mathrm{tg}\,\alpha\,v_h$.

Die entwickelte Reaktion ist $R = \dfrac{Q}{\cos\alpha} = a\,F\,v^2_h \sin\alpha$.

Wir verlangen von einem Aeroplan, daß die erforderliche Arbeit L und die Tragfläche möglichst klein, die Fahrgeschwindigkeit hingegen möglichst groß sei. Nach obigem Zusammenhang kann, wenn v_h größer wird, die Tragfläche kleiner sein, ebenso auch α und damit die Schwebearbeit $Q\,\mathrm{tg}\,\alpha\,V_h$, es wächst aber die Arbeit der direkten Widerstände ~~$A\,v^2_h$.~~ $A\,v_h^3$

Zur Beurteilung der Gesamtarbeit sind zwei Auffassungen möglich. Nehmen wir nach Langley an, daß die Luftreibung verschwindend klein ist, und da der Widerstand des Aeroplankörpers dadurch, daß man demselben eine Stromlinienform erteilt, sehr klein erhalten werden kann, so ergibt sich daraus, daß die Schwebearbeit den größten Teil der Gesamtarbeit ausmacht. Diese aber ist bei bestimmter Größe der Tragfläche umgekehrt proportional der Geschwindigkeit.

Ziehen wir aber nach ~~Lambertes~~ Lanchesters den Einfluß der Reibung in Rechnung, was wir nach den Ergebnissen der bisherigen Versuche unbedingt tun müssen, so ist nach einem später zu besprechenden Zusammenhang die gesamte Zugkraft, wenn wir den Widerstand des Aeroplanes vernachlässigen, unabhängig von der Geschwindigkeit. Infolge des Körperwiderstandes des Aeroplanes vergrößert sich die notwendige Zugkraft mehr oder weniger mit der Geschwindigkeit. Die erforderliche Arbeit ist also proportional der ersten bis zweiten Potenz der Geschwindigkeit.

Die Langleysche, jedenfalls optimistische, Auffassung setzt nun riesige erreichbare Fluggeschwindigkeiten in Aussicht, aber auch vom Lanchesterschen Standpunkte aus sehen wir die große Überlegenheit der aeroplanartigen Fahrzeuge gegenüber jenen, welche auf dem Archimedischen Grundsatze beruhen. Bei Schiffen und Luftschiffen ist nämlich der Gesamtwiderstand proportional dem Quadrat der Geschwindigkeit, die erforderliche Kraft also gleich dem Reibungswiderstand. Bei großen Geschwindigkeiten sind also Motoren von riesiger Leistungsfähigkeit nötig.

Aeroplane mit minimalen Widerständen.

Zur Erreichung eines möglichst kleinen Kraftbedürfnisses resp. einer möglichst großen Geschwindigkeit ist es von eminenter Bedeutung, die Widerstände der Aeroplane auf ein Minimum zu reduzieren. Im Vorhergehenden ist bereits erwähnt worden, daß dieser Widerstand nach Langley bei zunehmender Geschwindigkeit abnimmt, während er nach Lanchester infolge des Körperwiderstandes des Aeroplanes mehr oder weniger zunimmt. Wir wollen nun den mathematischen Ausdruck dieser Widerstände betrachten.

Ein Teil des Widerstandes ist der Schwebewiderstand $P = Q \cdot \operatorname{tg} \alpha$ [1]. $R = \frac{Q}{\cos \alpha} = a F' v^2 \sin \alpha$. Da es sich um kleine Winkel handelt, so ist $\operatorname{tg} \alpha = \sin \alpha = \alpha$ und $\cos \alpha = 1$, also $Q = a F v^2 \alpha$, $\alpha = \frac{Q}{a F v^2}$, $P = \frac{Q^2}{a F v^2} = \frac{e_1}{v^2}$.

[1]) Bei den praktischen Aeroplanen mit profilierten Tragflächen hat α keinen realen Wert. Da jedoch die Reaktion im Verhältnisse der Flächenneigung sich verändert, so ist die hier angewendete Besprechungsart trotzdem zulässig.

Der direkte Widerstand des Apparates kann folgendermaßen ausgedrückt werden. $P' = A v^2 + \zeta \alpha F v^2$; wo $A v^2$ den Körperwiderstand des Aeroplanes, $\zeta \alpha F v^2$ hingegen den Reibungswiderstand der Tragflächen bedeutet. Beide sind proportional zu v^2: $P' = e_2 v^2$.

Der Gesamtwiderstand ist also: $P^0 = P + P' = \frac{e_1}{v^2} + e_2 v^2$. Dieser Wert erreicht sein Minimum, wenn $dP = -dP'$, d. h. $\frac{dP}{dP'} = -1$ ist; da aber $\frac{dP}{dP'} = -\frac{P}{P'}$, also wenn $P = P'$ ist. Der Gesamtwiderstand des Aeroplanes ist also dann der geringste, wenn der Schwebewiderstand gleich groß wie der direkte Widerstand ist.

Da die erreichbaren Geschwindigkeiten von großem Interesse für uns sind, so erscheint es notwendig, den Widerstand als Funktion der Geschwindigkeit zu untersuchen. Wie wir gesehen haben, ist $P = \frac{Q}{a c} \cdot \frac{1}{F v^2}$ und $P' = A v^2 + \zeta F v^2$. Vernachlässigt man den Körperwiderstand des Aeroplanes, so sind beide proportional zu $F v^2$.

Beim minimalen Widerstand sind dessen beide Teile gleich groß: $P = P'$, $\frac{Q^2}{c \alpha} \cdot \frac{1}{F v^2} = \zeta F v^2$, $(F v^2)^2 = \frac{Q^2}{c \alpha \zeta} = \text{const}$, $F v^2 = \text{const}$. Es folgt daraus, daß $P = P' = \text{const}$, $P + P' = \text{const}$. Der Widerstand ist also unabhängig von der Geschwindigkeit, wenn wir den Körperwiderstand des Aeroplanes nicht in Betracht ziehen. Vernachlässigen wir aber diesen nicht, so ist der Widerstand: $P^0 = C + A v^2$. Vom Verhältnisse von C zu A hängt also die mehr oder minder rasche Steigerung des Widerstandes ab.

Die bisherigen Ableitungen behalten ihre Gültigkeit, so lange wir den Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit und Widerstand als gültig anerkennen. Die Existenz des Reibungswiderstandes muß auch theoretisch anerkannt werden. Nehmen wir jedoch den Reibungswiderstand nach Langley sehr klein an, so werden andere Gründe der Vergrößerung der Tragflächen eine Grenze setzen, noch ehe der Reibungswiderstand die Größe des Schwebewiderstandes erreicht haben wird. Diese Gründe sind: der Einfluß des Eigengewichtes und die geringere Stabilität und schwerere Handhabung von großen Flächen.

Das Gewicht der Tragflächen ist ziemlich bedeutend. Bei den heutigen Konstruktionen ist es 1·2 — 2 — 3 kg pro Quadratmeter, nimmt jedoch bei großen Spannweiten infolge der nötig werdenden Versteifungen reißend zu.

Der Einfluß von großen Tragflächen auf die Stabilität ist insofern schädlich, als dadurch lokalen Luftströmungen eine große Angriffsfläche geboten wird.

Nach dem Langleyschen Standpunkte kann die maximale, noch wirtschaftliche Tragfläche auch bei steigender Geschwindigkeit beibehalten werden, solange als das Einhalten von den sehr kleinen Neigungswinkeln keine praktischen Schwierigkeiten bietet. Da $P = Q \operatorname{tg} \alpha$ ist, so nimmt die Zugkraft bei steigender Geschwindigkeit ab.

Nach Lanchester müssen die Tragflächen bei steigender Geschwindigkeit verkleinert werden, da sonst die Reibungswiderstände zu sehr zunehmen. Bei praktischen Aeroplanen findet man auch tatsächlich, daß bei größeren Geschwindigkeiten die nötige Tragfläche eine geringere ist. Bei den 50 — 60 Stundenkilometer Geschwindigkeit besitzenden Biplanen ist die auf das Quadratmeter entfallende Belastung 10—12 kg, während z. B. beim Monoplan von Esnault-Pelterie, welcher eine Geschwindigkeit von beiläufig 90 km erreicht, 26 kg auf das Quadratmeter entfallen.

Aus dem Zusammenhange $P = Q \operatorname{tg} \alpha$ folgt, daß, wenn P, wie dies der minimale Widerstand erfordert, konstant ist, auch α konstant sein muß. Der Neigungswinkel des ökonomisch konstruierten Aeroplanes ist also konstant. $P = Q\alpha$ und $Q = aFv^2\alpha$, es ist also $P = aFv^2\alpha^2$ und $P' = \zeta a F v^2$. Bei minimalem Widerstand: $aFv^2\alpha^2 = \zeta a F v^2$; $c\zeta = a\alpha^2$; hieraus: $\alpha = \sqrt{\frac{\zeta}{a}}$; im Winkelmaße ausgedrückt: $\alpha = \frac{180}{\pi}\sqrt{\frac{\zeta c}{a}}$. Bei ebenen Flächen und mittleren Geschwindigkeiten kann nach Langley der Wert von c mit 0·09, der Wert von a mit 0·18 angenommen werden. ζ ist nach Lanchester 0·02. Daraus ergibt sich ein sehr vorteilhafter Neigungswinkel von beiläufig $5 \cdot 7^0$.

Bei den profilierten Tragflächen der Aeroplane haben solche Neigungswinkel keinen realen Sinn. Die Ökonomie der Flächen wird in diesem Falle durch den schon erwähnten Gleitwinkel bestimmt. Der motorlose Aeroplan wird nämlich unter einem gewissen Gleitwinkel γ gleichmäßig sinken. Triebkraft ist in diesem Falle die Komponente Q sin γ der Schwerkraft. Ist diese Fläche wirtschaftlich konstruiert, so wird die Hälfte dieser Kraft das Gewicht des Apparates im Gleichgewicht halten, während die andere Hälfte die Reibungswiderstände überwindet. $P = Q \operatorname{tg} \alpha = \frac{P^0}{2} = \frac{Q \sin \gamma}{2}$, $\operatorname{tg} \alpha = \frac{\sin \gamma}{2}$. Bei den hier in Betracht kommenden kleinen Winkeln: $\alpha = \frac{\gamma}{2}$. Bei ebenen Flächen ist also der Gleitwinkel das doppelte des mit der Gleitbahn gebildeten relativen Neigungswinkels; im vorliegenden Falle beiläufig 10^0. Die größere Ökonomie profilierter Flächen ergibt sich aus dem Umstande, daß z. B. beim motorlosen Gleitflieger von Wright der Gleitwinkel beiläufig 7^0 beträgt, und auch beim Monoplan Blériot XI nicht viel größer ist: $\operatorname{tg} \gamma = 0 \cdot 135\, \alpha = 7^0\, 50'$, trotzdem in diese Werte auch der Körperwiderstand der Aeroplane einbegriffen ist. Diese Daten sind deshalb von Wichtigkeit, weil sich aus diesen unmittelbar die Größe der nötigen Zugkraft berechnen läßt. Entwickelt nämlich der Motor eine Zugkraft von $P = Q \operatorname{tg} \gamma$, so wird der Aeroplan bei der gegebenen Geschwindigkeit sich horizontal fortbewegen.

Bei Wasser ist der Gleitwinkel günstiger. Aus dem Slip der Schiffsschrauben gefolgert beträgt er beiläufig 6^0.

Charakteristikon und Stabilität der Aeroplane.

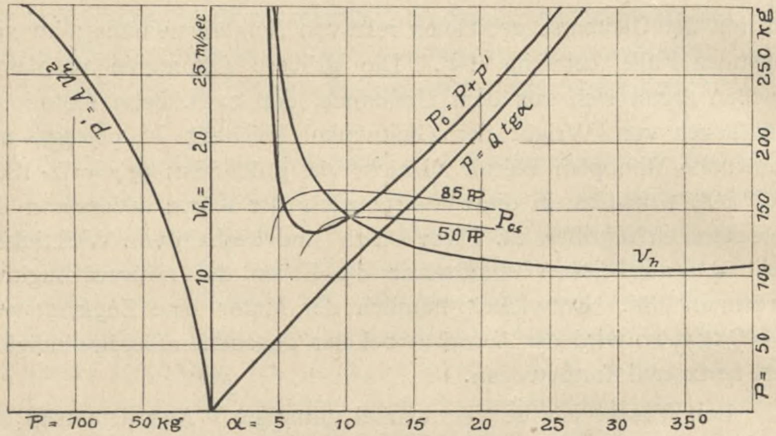
Im vorhergehenden haben wir jene Faktoren kennen gelernt, welche die rationale Größe der Aeroplanflächen bestimmen. Im folgenden wollen wir die durch Änderung des Neigungswinkels bedingten Veränderungen der Widerstände und Reaktionen im Falle eines gegebenen Aeroplanes untersuchen.

Wir haben gesehen, daß der Gesamtwiderstand P^0 des Aeroplanes in engem Zusammenhange mit dem Neigungswinkel α und der Fluggeschwindigkeit v_h steht. Konstruieren wir diese als gegenseitige Funktionen, so erhalten wir die charakteristische Kurve, den Charakteristikon des Aeroplanes.

Bei einem bestimmten Aeroplan sind konstante Daten: das Gewicht des Aeroplanes Q, die Tragfläche F und die Konstanten des Luft- und Körperwiderstandes a resp. A. Grund der Konstruktion bilden folgende Gleichungen:

$$P = \frac{Q}{\cos\alpha} = a F v_h^2 \frac{\sin\alpha}{1 + \sin^2\alpha}; \quad v_h = \sqrt{\frac{Q(1 + \sin^2\alpha)}{aF\sin\alpha \cdot \cos\alpha}}.$$

Aus diesen Gleichungen kann bei verschiedenen Werten von α die zum Schwebenderhalten von Q nötige Geschwindigkeit bestimmt werden. Bei $\alpha = 0^0$ und $\alpha = 90^0$ ist diese Geschwindigkeit unendlich groß. Ihr Minimum erreicht sie beiläufig bei 35^0.



Figur 19.

Des weiteren kann auch die bei den verschiedenen Größen von α nötige Zugkraft $P = Q \operatorname{tg}\alpha$ ermittelt werden. Aus dem Diagramme ist bereits ersichtlich, daß über $\alpha = 15^0$ die Verringerung von v_h eine sehr kleine ist, die nötige Zugkraft P hingegen im großen Maße wächst. Es empfiehlt sich daher nicht, bei Aeroplanen größere Neigungswinkel als 15^0 anzuwenden.

Um den Gesamtwiderstand $P^o = P + P'$ des Aeroplanes zu erhalten, muß noch der direkte Widerstand P' konstruiert werden: $P' = A v_h^2 + \zeta c F v_h^2 = A_o v_h^2$. Die Summe der zusammengehörenden Werte von P und P^1 gibt den Gesamtwiderstand P^o des Aeroplanes. Wie ersichtlich, erreicht die Kurve ihr Minimum an der Stelle, wo $P \cong P'$ ist. Der Farmansche Aeroplan, dessen Daten hier verwendet wurden,[1]) ist also in dieser Hinsicht richtig konstruiert.

[1]) Lanchester: The Voisin and Wrights types of Flying Machines. (Automotor Journal.)

Die Zugkraft P_{cs} der Schraube ist proportional zum Drehmoment der Schraube. Dieses Drehmoment ist eine Funktion der Tourenzahl des Motors. Seinen größten Wert erhält es in der Nähe der normalen Tourenzahl, nach welcher es verhältnismäßig rasch fällt. Im vorliegenden Falle ist die Tourenzahl auf Grund der Gleichung $v_e = v_h + v_{slip} = v_{cs} \operatorname{tg} \alpha$ im Zusammenhang mit v_h. Im Diagramm ist v_h eine schnell steigende Kurve, die Kurve von P_{cs} fällt daher schnell.

Kurve P_{cs} schneidet die Kurve P_o zweimal. In diesen beiden Fällen sind sich Kräfte und Widerstände gleich, der Aeroplan ist im Bewegungsgleichgewicht, wenn nicht solche Drehmomente auftreten, welche α und dadurch das Bewegungsgleichgewicht zu verändern trachten.

Bei Untersuchung dieser Momente nehmen wir vorerst an, daß der Aeroplan ganz primitiv sei und aus einer einzigen Tragfläche bestehe. Die Richtung des Vortriebs gehe durch den Schwerpunkt des Apparates. Es ist klar, daß ein Bewegungsgleichgewicht nur dann möglich ist, wenn die Resultante des Luftwiderstandes ebenfalls durch den Schwerpunkt geht, da widrigenfalls ein α zu verändern trachtendes Moment auftritt.

Bekanntlich ändert sich jedoch der Angriffspunkt des Luftwiderstandes zusammen mit α. Der Aeroplan kann also nur unter einem einzigen Neigungswinkel fliegen, da sonst die Resultante des Luftwiderstandes nicht durch den Schwerpunkt geht, und Momente auftreten, welche α zu ändern trachten. Da $\underset{\sim}{Q} = a F v^2 \sin \alpha$ ist, und α gegeben ist, so ist auch die Fluggeschwindigkeit des Aeroplanes gegeben. Es ist von Vorteil, den Schwerpunkt so zu verlegen, daß dieser stabile Neigungswinkel α dem ökonomischen gleich sei.

Betrachten wir nun, was dann geschieht, wenn die Zugkraft P^0 größer oder kleiner ist, als dies dem Neigungswinkel α entspricht. Ist die Zugkraft größer, so wächst die Reaktion, der Apparat steigt. Die Flugrichtung ist nicht mehr horizontal, sondern eine steigende. Die Folge davon ist, daß der Aeroplan jetzt nur mehr die Komponente $\underset{\sim}{Q} \cos \gamma$ des Gewichtes $\underset{\sim}{Q}$ zu tragen hat, die Zugkraft der Schraube aber außer den Widerständen auch noch die Komponente $\underset{\sim}{Q} \sin \gamma$ zu überwinden hat. Unter normalen Verhältnissen wird also die nötige Zugkraft wachsen, um auf einer mit dem Horizonte den Winkel γ einschließenden steigenden Flugbahn die Größe von P^0 zu erreichen. Dergleichen, wenn P^0 kleiner als notwendig ist, so ist die Flugbahn nach unten gerichtet. Bedingung in jedem Falle ist, daß der von Aeroplan und Flugrichtung eingeschlossene Winkel die gegebene Größe α habe, da sich sonst kein Gleichgewicht ergibt.

Der Gleichgewichtszustand wird auch dann gestört, wenn α infolge irgend einer äußerlichen Ursache (Windstoß, Bewegung im Flugapparat) sich ändert, z. B. vergrößert. In diesem Falle nimmt die Flugbahn je nach der Masse und dem Trägheitsmomente des Aeroplanes eine gewisse Zeit lang eine steigende Richtung an. Da jedoch nun die notwendige Zugkraft größer als die zur Verfügung stehende ist, so verlangsamt sich der Flug, der Apparat sinkt und die Flugbahn wird nach einer gewissen Zeit wieder horizontal. Jetzt ist aber die Geschwindigkeit kleiner als die normale, der Aeroplan sinkt also weiter, damit vermehrt sich die Geschwindigkeit, da aber diese in der wieder erreichten horizontalen Lage nun größer als die normale ist, so wird der Apparat weiter steigen. Es treten auf diese Art Schwingungen auf, welche in Abwesenheit von dämpfenden Kräften einen vollständigen Verlust des Gleichgewichtes herbeiführen können [1]).

Die Dämpfung dieser Schwingungen kann auf zweierlei Art erreicht werden: durch Verminderung des Trägheitsmomentes des Apparates und durch Verwendung von besonderen Stabilisatorenflächen. Wäre das Trägheitsmoment des Aeroplanes gleich Null, so würde nach Verschwinden der störenden Ursache α infolge der Schwerpunktsveränderung momentan wieder a einen normalen Wert annehmen. Es ist daher notwendig, das Trägheitsmoment des Apparates möglichst zu verkleinern, indem man sämtliche schweren Teile nahe zu einander in den Angriffspunkt des Luftwiderstandes verlegt. Es ist dies übrigens auch vom Standpunkte der festen Konstruktion sehr wichtig.

Zur Dämpfung der Schwingungen wird am hinteren Ende des Aeroplanes eine dem Vogelschwanz ähnliche Stabilisierungsfläche angebracht. Da diese Fläche sehr weit vom Schwerpunkte liegt, so wird die Wirkung derselben eine sehr energische sein.

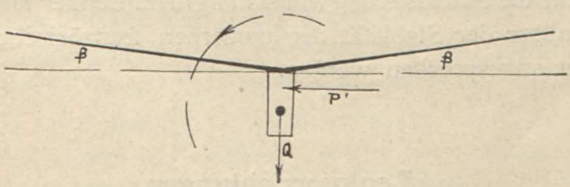
---

[1]) Diese Schwingungen sind Funktionen der Trägheitsmomente und der Dämpfungsmomente des Aeroplanes, und führt ihre mathematische Behandlung zu höheren Differentialgleichungen, deren Integrierung nur in Ausnahmefällen durchführbar ist. Lanchester bespricht im zweiten Teile seines Werkes diese Erscheinungen ausführlich, wo auch in einzelnen Fällen die Flugbahn ~~(Thugvid)~~ 1 bestimmt ist. Da jedoch diese theoretischen Behandlungen keine besondere Wichtigkeit für die Konstruktion des Flugapparats haben, so habe ich im vorliegenden Werke von einer eingehenderen Besprechung derselben abgesehen.

1) Phugoit

Bei richtig konstruierten Aeroplanen nimmt dieser hintere Stabilisator nicht an der Hubarbeit teil, sondern dient ausschließlich zur Steuerung. Ein unter Belastung stehender Stabilisator verliert nämlich viel von seiner Empfindlichkeit. Nehmen wir an, daß der Stabilisator unter der gleichen spezifischen Belastung steht wie die Haupttragfläche. Wird nun α verändert, z. B. vergrößert, so vergrößert sich die Hubkraft bei Tragfläche und Stabilisator im gleichen Verhältnis, beide steigen parallel, und das Gleichgewicht wird wie bei den einfachen Flächen nur durch die Verschiebung des Schwerpunktes wieder hergestellt. Dagegen entwickelt der große, aber nicht belastete Stabilisator starke, beim normalen Flug nicht existierende Drehmomente, sobald ihm zur Flugrichtung ein Neigungswinkel erteilt wird. Bei den neueren Santos D. und Antoinette-Monoplanen ist die hintere Fläche tatsächlich eben und fällt beim normalen Flug vollständig in die Bewegungsrichtung. Die nach Langley konstruierten Aeroplane, welche zwei gleich große, gleichmäßig belastete, in größerer Entfernung von einander liegende Tragflächen haben, wie die älteren Apparate von Blériot, die von Kapferer und Hippsich erwiesen sich denn auch tatsächlich als sehr wenig stabil.

Bisher haben wir jene Schwingungen besprochen, welche um die durch den Schwerpunkt gehende und rechtwinklig zur Flugrichtung horizontal liegende Achse auftreten. Der Wind kann aber den Aeroplan auch noch um die durch den Schwerpunkt gehende vertikale Achse verdrehen. Um dies zu verhindern, muß der Apparat



Figur 20.

so konstruiert werden, daß das durch die vertikalen Flächen erzeugte Drehmoment im Schwerpunkte gleich Null sei. Überwiegt die Wirkung der hinteren Flächen, so schadet dies nichts, da in diesem Falle der Aeroplan sich gegen den Wind wendet und sich erhebt, während er im entgegengesetzten Falle sinkt und die Verläßlichkeit der Steuerung beeinträchtigt wird.

Eine Drehung kann auch um die in der Flugrichtung liegende Achse auftreten. Der Aeroplan kann hier ebenso wie um die vertikale Achse ausbalanciert werden. Dazu dient z. B. die Balancierfläche, welche beim Blériot-Monoplan Nr. XII über dem Kopfe des Lenkers angebracht ist. Fällt der Angriffspunkt des Luftwiderstandes über den Schwerpunkt, so wird das Gleichgewicht, zwar unter Schwankungen, immer wieder hergestellt. Die Kippbewegung geschieht in diesem Falle in der Richtung des Windstoßes; der Aeroplan gleitet auf der so gebildeten schiefen Ebene nach unten, und die Geschwindigkeit der Gleitbewegung erzeugt ein dem Windstoße entgegengesetztes Drehmoment, welches das Gleichgewicht wieder herstellt. Ist jedoch der Angriffspunkt des Luftwiderstandes unter dem Schwerpunkt, so dreht die auftretende Gleitgeschwindigkeit den Aeroplan in derselben Richtung wie der Windstoß, wodurch ein vollständiges Umkippen eintritt.

Manchmal werden die Tragflächen V-förmig um einen kleinen Winkel zu einander geneigt. Doch hat dies nicht jene große Bedeutung, welche manche Konstrukteure dieser Vorrichtung beimessen, und man erreicht dasselbe Ziel viel einfacher durch Anwendung der schon erwähnten oberen Stabilisierungsflächen.

Das Problem der Stabilisierung ist, wie die immer besseren Rekordflüge bedeuten, überhaupt nicht so schwer zu lösen, als man dies anfangs glaubte. Ein gut gebauter Aeroplan beansprucht vom Standpunkt der Stabilisierung aus das Eingreifen des Lenkers in verhältnismäßig nur geringem Maße, indem er kleinere Gleichgewichtsstörungen automatisch ausgleicht. Das Wrightsche System, bei welchem die Stabilisierung vollständig dem Lenker anvertraut ist, muß gegenüber der Stabilität der modernen französischen Apparate als veraltet angesprochen werden.

Lenkvorrichtungen.

Im vorhergehenden haben wir jene Bedingungen besprochen, bei welchen der normale Bewegungszustand des Aeroplanes gesichert ist. Wir gehen nun zur Besprechung jener Vorrichtungen über, welche die Veränderung der Richtung und der Geschwindigkeit des Fluges dienen.

Wie wir aus dem Charakteristikon der Flugmaschine (S. 29) gesehen haben, bestehen zwei Neigungswinkel und zwei Geschwindigkeiten, bei welchen die Zugkraft der Schraube gleich dem Widerstande ist. Der Schwerpunkt des Apparates muß also so verlegt werden, daß derselbe bei der größeren Geschwindigkeit mit dem Angriffspunkte des Luftwiderstandes zusammenfällt. In diesem Falle entwickelt der hintere Stabilisator keinerlei Reaktion und hat einen minimalen Widerstand.

Die Veränderung der Höhe und der Geschwindigkeit des Fluges geschieht durch die Veränderung des Winkels α und durch die Regelung des Motors. Vergrößert man z. B. α, so wird nach dem Charakteristikon die nötige horizontale Zugkraft geringer werden: der Aeroplan steigt; verkleinert man α, so fällt er [1]). Will man jedoch nicht steigen, sondern nur die Geschwindigkeit verringern, so muß α vergrößert und der Motor gedrosselt werden, damit die Zugkraft sich verringere.

Die Veränderung von α kann auf zweierlei Art geschehen: entweder man verschiebt den Schwerpunkt des Aeroplanes oder man verändert den Neigungswinkel des Stabilisators resp. eines Teiles desselben. Die erste Art ist bei motorlosen Gleitfliegern (Planeuren) gebräuchlich, bei schwereren Apparaten jedoch schwerfällig und wird darum nicht verwendet. Der am Ende eines langen Armes wirkende Stabilisator erzeugt hingegen schon bei geringfügiger Drehung ein energisches Drehmoment, und erweist sich darum die Verwendung desselben als vorzügliches Regulierungsmittel.

Will man die Möglichkeit besitzen, sich mit dem Aeroplan schnell zu erheben und die Geschwindigkeit zwischen weiteren Grenzen zu verändern, so muß die Zugkraft der Schraube bedeutend größer als der minimale Widerstand gewählt werden. Dies bedeutet aber eine Kraftverschwendung, da ein solcher Aeroplan bei normaler Geschwindigkeit nicht den kleinsten Widerstand besitzt. Dieser Fehler wäre zu vermeiden, wenn es gelingen sollte, die Tragflächen während des Fluges auf rationelle Weise zu verkleinern. Dadurch könnte die Zugkraft bei jeder Geschwindigkeit die minimale sein, und man könnte eine Veränderung der Geschwindigkeit zwischen weiten Grenzen erreichen.

Des weiteren könnte man den Aeroplan für die normale Geschwindigkeit auf minimalen Widerstand konstruieren und die zum Steigen nötige Zugkraft durch Einleiten von komprimierter Luft in

[1]) Es ist dies natürlich nur solange von Geltung, bis der der zweiten Gleichgewichtsstellung entsprechende Winkel α nicht erreicht ist. Geht man darüber hinaus, so tritt wieder ein Sinken auf.

den Motor erreichen. Von Schrauben mit verstellbaren Flügeln ist nicht viel zu erwarten, da mit steigender Zugkraft eine zu große Abnahme der Fluggeschwindigkeit verbunden ist.

Im Gegensatz zu den Wasser- und Landfahrzeugen, welche nur horizontal zu steuern sind, wird beim Aeroplan auch ein Höhensteuer nötig. Dazu kommt noch eine Vorrichtung, welche die Bewegung des Aeroplans um seine Längsachse ermöglicht, das sog. „Gauchissement“. Mit Hilfe dieser drei Steuer kann der Aeroplan um sämtliche drei Achsen des Koordinatensystems gedreht werden.

Eigentliche Steuer können nur das horizontale und das Höhensteuer genannt werden. Die Gauchierung ist aus zwei Gründen notwendig. Erstens kann dadurch die Wirkung der den Aeroplan um die Längsachse drehenden Windstöße auf einfache Art unschädlich gemacht werden. Durch die früher erwähnte Stabilisierung wird zwar das Gleichgewicht auch wieder hergestellt, jedoch um den Preis von Schwankungen und Niveauveränderung. Zweitens um die horizontale Steuerung zu erleichtern. Es tritt nämlich ebenso wie bei anderen Vehikeln auch beim Wenden der Aeroplane eine Zentrifugalkraft auf, welche den Krümmungsradius zu vergrößern trachtet und so die Steuerwirkung verringert. Wenn man nun dadurch, daß man das nach innen liegende Ende der Fläche senkt, eine derartige Kraft zustande bringt, welche gegen den Mittelpunkt der Kurve gerichtet ist, so kann dadurch die Wirkung der Zentrifugalkraft bis zu einem bestimmten Grade ausgeglichen werden [1]). Durch diese Vorrichtung gelingt es, viel kleinere Kreise mit bedeutend größerer Sicherheit zu beschreiben.

Das „Gauchissement“ wird dadurch erreicht, daß man durch Anziehen der Versteifungsdrähte den beiden Enden der Fläche einen verschiedenen Neigungswinkel erteilt. Diese Methode stammt von Wright und ist besonders bei Zweideckern verwendbar, kann jedoch auch bei Eindeckern angewendet werden (Esnault-Pelterie, Blériot). Außerdem kann auch der rückwärtige Teil der Tragflächen beweglich hergestellt werden (Farman, Antoinette). Endlich können auch an den Enden der Flügel besondere bewegliche Flächen angebracht werden (Blériot, Curtiss, Cody). Durch die Verwindung der Tragflächen kann jedoch die Regelung mit den feinsten Übergängen bewerkstelligt werden, und da hier keine besonderen Flächen nötig

[1]) Eine Analogie dieser Vorrichtung findet man in der Überhöhung bei Krümmungen von Eisenbahnkörpern und Rennplätzen.

sind, so bedingt sie auch keinerlei Gewichtsvermehrung. Eine bequeme Methode zur Erreichung des „Gauchissement“ ist auch die, nach welcher das Höhensteuer in zwei Teile geteilt ist, welche unabhängig von einander betätigt werden können. Diese Methode hat sich beim Biplan Blériots recht gut bewährt.

Höhensteuer und horizontales Steuer können vorn oder hinten angebracht sein, ihr Wirkungsgrad hängt nur von ihrer Entfernung vom Schwerpunkte ab. Vom Standpunkte der Stabilität betrachtet, ist es wichtig, daß sie gegen die Wirkung von Seitenwind durch entsprechende Flächen ausbalanziert seien. Die geringste Anzahl solcher Flächen ist dann nötig, wenn das eine Steuer vorn, das andere hinten ist (Wright).

Ein vorn angebrachtes Steuer sichert im allgemeinen eine präzisere Wirkung. Beim hinten angebrachten Steuer tritt nämlich beiläufig derselbe Fall ein, wie wenn man ein Automobil mit Hilfe der hinteren Räder steuern wollte. Doch bedeutet dies beim Aeroplan, wo man so wie so auf einen großen Raum angewiesen ist, keinen besonderen Nachteil. Um eine geringe Schwerpunktverschiebung zu erreichen und dadurch das Steuer mit geringer Anstrengung handhaben zu können, ist es ratsam, dasselbe aus mehreren übereinander liegenden schmalen Flächen zu bilden (Wright). Bei automatisch stabilen Aeroplanen ist dies nicht so wichtig, da hier bei normalem Gang das Steuer unter keinerlei Belastung steht. Daraus erklärt sich, daß bei derartigen Apparaten der Lenker die Steuervorrichtung für längere Zeit loslassen kann.

Das Lenken der Aeroplane geschieht demnach durch Betätigung von dreierlei Steuervorrichtungen. Diese sollen womöglich so vereinigt sein, daß sie mit einem einzigen Handgriff gleichsam instinktiv betätigt werden können. So besteht z. B. beim Biplan Voisin-Farman die Steuervorrichtung aus einem Automobillenkrad, durch dessen Drehung die horizontale, und durch Vor- und Rückwärtsschieben desselben das Höhensteuer betätigt wird. Durch das Drücken von Pedalen wird das „Gauchissement“ erreicht. Bei Wright befinden sich an beiden Seiten des Lenkers zwei Hebel, der eine bewegt mit entsprechender Übersetzung das Höhensteuer, der andere ist mit einem Universalgelenk versehen und betätigt beim Vor- und Rückwärtsbewegen das Horizontalsteuer, beim Neigen nach rechts und links das Verziehen der Tragflächen. Bei Blériot ist die Steuerwelle vertikal und am unteren Ende mit einem Universalgelenk versehen. Dreht man sie, so bewegt sich das Horizontalsteuer, neigt man sie nach vorn oder hinten, so bewegt sich das Höhensteuer, neigt man sie hingegen nach rechts oder links, so tritt die Gauchierung in Tätigkeit.

Zur Regulierung des Motors dient die Zündung und das Drosselventil. Bei manchen Aeroplanen trifft man auch schon ausschaltbare Kupplungen. Dies bedeutet wohl eine Gewichtsvermehrung, doch ist diese Vorrichtung sehr zweckmäßig, da man beim Start mit Hilfe derselben den Motor erst dann mit der Schraube verkuppelt, wenn er seine volle Tourenzahl erreicht hat, wodurch das Festhalten des Aeroplanes entfällt, während man beim Niedergehen die Kuppelung löst, der Motor also weiterlaufen kann, und die leer laufende Schraube, welche jetzt infolge des Luftwiderstandes als Motor wirkt, den Aeroplan nicht in dem Maße bremst, wie dies der Fall wäre, wenn sie auch den Motor drehen müßte.

Grunddaten der Aeroplane.

Die bei der Konstruktion von Aeroplanen in Betracht kommenden Daten sind: das Gewicht des Apparates, seine Tragfläche und die Kraft des Motors.

Die Grunddaten der zurzeit vollkommensten Fliegertypen, sowie deren charakteristische Formen sind in nahezu maßgetreuer Darstellung in Fig. 21 und 22 enthalten, welche aus der Zeitschrift „L'Illustration" stammen und die zum Flugmeeting von Reims genannten Aeroplane darstellen.

Wie wir im vorhergehenden gesehen haben, ist bei gegebener Motorstärke und gegebenem Eigengewicht auch die Geschwindigkeit bestimmt, welche der Aeroplan erreichen kann.[1]) Und da wir den Flugapparat ökonomisch nur mit einem bestimmten Winkel bauen können, so gehört zu jeder Geschwindigkeit eine bestimmte ökonomische auf das Quadratmeter Tragfläche entfallende Belastung. Dividieren wir das Gesamtgewicht des Apparates durch diese spezifische Belastung, so erhalten wir die erforderliche Größe der Tragfläche in Quadratmetern.

Außer der Geschwindigkeit ist auch noch die Bauart des Aeroplans von Einfluß auf die spezifische Belastung. So verringert

---

[1]) $N \eta_{cs} = \frac{P_o V_h}{75} = \frac{Q c_1 V_h}{75}$

bei Zweideckern das Übereinanderstellen der Tragflächen das Tragvermögen. Dieses beträgt z. B. bei für eine normale Geschwindigkeit von 15—17 Metern konstruierten Biplanen 10—12 kg, während bei gleichschnellen Monoplanen die spezifische Belastung beiläufig 16 kg ist, und bei schnellfliegenden Eindeckern (80—90 km Geschwindigkeit) 23—26 kg betragen kann.

Was die Stärke des Motors anbelangt, so genügen für eine Person 15 Pferdekräfte, da wir jedoch eine größere Geschwindigkeit erreichen wollen und Benzin für eine längere Fahrt mitführen wollen, so kann die motorische Kraft des brauchbaren Aeroplans mit 30 Pferdestärken angenommen werden.

Des weiteren interessiert uns auch die Verteilung des gesamten vom Aeroplan getragenen Gewichts. Heute entfällt bei den meisten Aeroplanen die Hälfte des Gesamtgewichtes auf die eigentliche Aeroplankonstruktion, die Hauptflächen und die Laufvorrichtung. Auf Motor und Freigewicht entfällt je ein Viertel. In letzteres wird noch der Benzinvorrat eingerechnet. Bei der „Demoiselle" von Santos Dumont ist das Verhältnis schon ein günstigeres. Hier wiegt der Motor 55 kg, der Lenker beiläufig ebensoviel, und trotzdem beläuft sich das Gesamtgewicht des Apparates auf kaum 160 kg.

Große Fluggeschwindigkeiten verlangen starke Motoren, oder aber sehr rationelle, wenig Widerstand bietende Aeroplane. Bei Zweideckern bedeuten die vielen Verbindungsdrähte und Stäbe einen bedeutenden schädlichen Widerstand. Eindecker bieten in dieser Hinsicht große Vorteile, da bei denselben die schädlichen Widerstände minimal sein können. Ein Beispiel dafür ist der Aeroplan von Esnault-Pelterie, dessen Rumpf eine vollkommene Stromlinienform aufweist. Doch verlangt eine derartige Konstruktion einen sehr starken, widerstandsfähigen Ausbau, daher das große Gewicht dieses Apparates (460 kg).

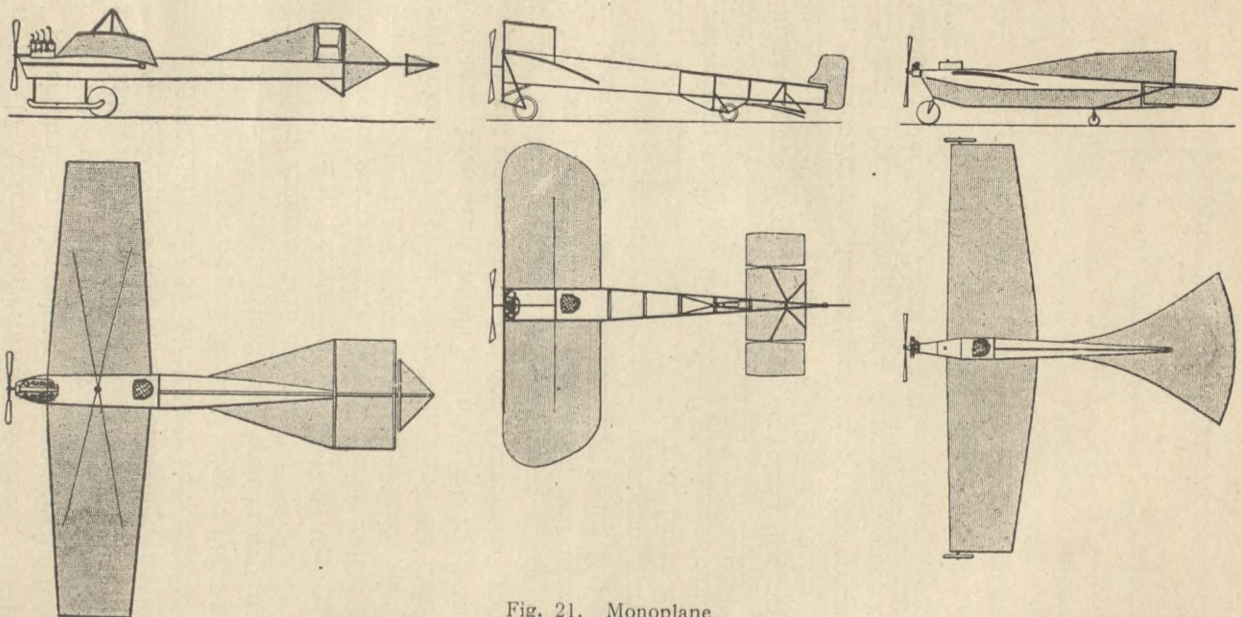


Fig. 21. Monoplane.

Antoinette:

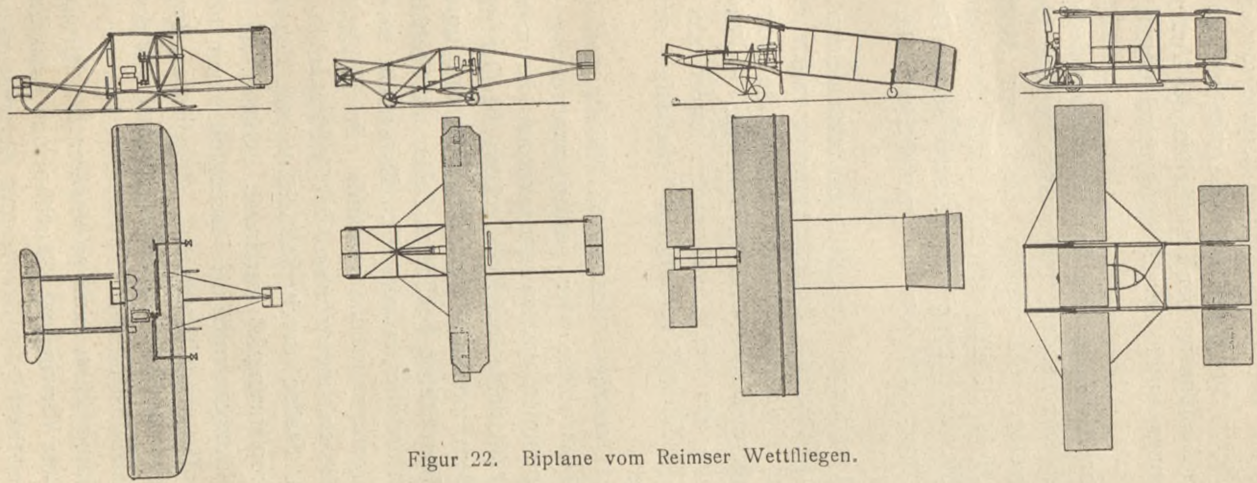
Spannweite: 12 · 80 m. Ganze Länge: 11 · 70 m. Motor: 50 HP. Gewicht mit Führer: 500 kg. Tragfläche: 30 m². Belastung pro m²: 16 kg.

Blériot (La Manche-Typ):

Spannweite: 8 · 60 m. Ganze Länge: 7 · 80 m. Motor: 25 HP. Gewicht mit Führer: 300 kg. Tragfläche: 14 m². Belastung pro m²: 21 kg.

Esnault-Pelterie:

Spannweite: 10 · 60 m. Ganze Länge: 8 · 60 m. Motor: 35 HP. Gewicht mit Führer: 460 kg. Belastung pro m²: 23 kg.



Figur 22. Biplane vom Reimser Wettfliegen.

Wright:

Spannweite: 12 m. Ganze Länge: 8 · 15 m. Motor 30 HP. Gewicht mit Führer: 425 kg. Tragfläche 48 m^2. Belastung pro m^2: 9 kg.

Curtiss:

Spannweite: 9 m. Motor 25 HP. Gewicht mit Führer: 250 kg. Tragfläche: 24 m^2. Belastung pro m^2: 10 kg.

Voisin:

Spannweite: 10 m. Ganze Länge: 11 · 50 m. Motor: 30 bis 54 HP. Gewicht mit Führer: 575—725 kg. Tragfläche: 45 m^2. Belastung pro m^2: 13—16 kg.

Breguet:

Spannweite: 12 · 70 m. Ganze Länge: 8 m. Motor: 55 HP. Gewicht mit Führer: 775 kg. Tragfläche: 51 m^2. Belastung pro m^2: 15 kg.

Die praktische Ausführung der Aeroplane.

Da von den Bauarten der Luftschrauben sowie der Flugmotoren in einem besonderen Abschnitte die Rede sein soll, so will ich mich hier nur mit der Ausführung der Tragflächen, des Aeroplanrumpfes, der Stabilisierungs- und der Anlaufsvorrichtungen beschäftigen.

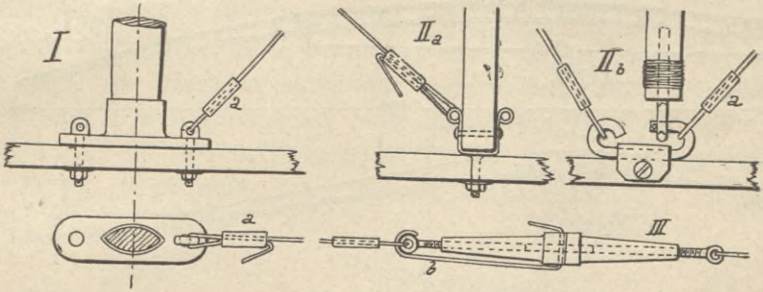
Die Tragflächen der Aeroplane müssen unter normalen Verhältnissen den von unten kommenden, mehr oder weniger gleichmäßigen Luftdruck aushalten. Sie werden jedoch beim Abstiege, besonders wenn dieser etwas plötzlich geschieht, auch bedeutenden, nach unten gerichteten Massenwirkungen ausgesetzt sein. Darum müssen die Flächen auch gegen von oben kommende Kraftwirkungen versteift werden.

Der Ausbau der Tragflächen geschieht im allgemeinen auf folgende Art: An beiden Seiten des Aeroplanrumpfes ragen rechtwinklig zwei oder mehr Querträger hervor, auf diese kommen rechtwinklig, in Abständen von 20 bis 30 Centimetern, die Rippen, und auf diese werden die aus Seide, gefirnißtem Papier oder am besten aus gummiertem Ballonstoff verfertigten Tragflächen mittels Nägel oder Leim befestigt.

Verfertigt man die Querträger aus vollen Holzstangen oder aus Stahlrohren, so müssen diese, der großen Spannweite entsprechend, sehr stark genommen werden und würden darum sehr schwer ausfallen. Man baut daher bei Zweideckern die Querträger zu Gitterträgern aus, indem man die aus den oberen und unteren Querträgern und senkrechten Stäben gebildeten Zellen mit Stahldraht von 1·5 — 2 Millimeter Durchmesser versteift. Es kommt so eine sehr leichte und feste Trägerkonstruktion zustande. Bei Eindeckern versteift man die Tragflächen, indem man die Querträger in der Mitte oder an mehreren Stellen durch Stahldrähte mit den tiefliegenden Teilen des Aeroplanrumpfes verbindet. Gegen die von oben kommenden Kraftwirkungen muß die Fläche mit einem höher liegenden Teile des Rumpfes versteift werden. Zu diesem Zweck dient der beim Antoinette-Monoplan sichtbare „Mast" und bei Blériot die bekannte Trapezkonstruktion.

Einzelne der Versteifungsdrähte sind so angebracht, daß durch Veränderung ihrer Länge die Verwindung (Gauchissement) der Tragflächen erreicht wird. Die Anzahl der Drähte muß übrigens auf ein Minimum reduziert werden, da sie einen verhältnismäßig großen Luftwiderstand haben.

Die Querträger selbst werden aus profilierten vollen Holzstangen oder Stahlrohren hergestellt. Da die Stahlrohre bei einer etwaigen Biegung leicht knicken und dadurch unbrauchbar werden und das Auswechseln derselben sehr umständlich ist, so werden sie bei neueren Aeroplanen nur für untergeordnete Zwecke verwendet, umsomehr, da sich die Rostbildung bei den dünnwandigen Stahlrohren sehr bald auf recht unangenehme Weise bemerkbar macht, indem die angegriffenen Teile den größten Teil ihrer Festigkeit einbüßen.



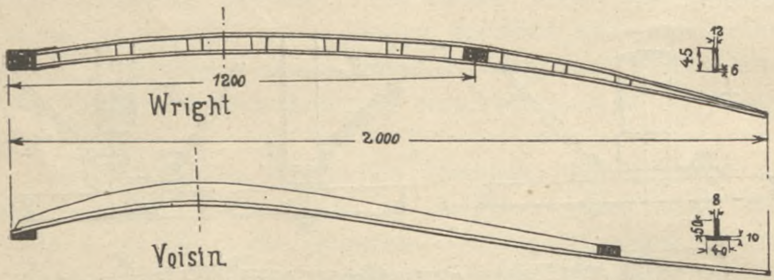
Figur 23.

Die bei den Zweideckern notwendigen senkrechten Stäbe sind bei den Apparaten von Voisin mit aus Aluminiumguß hergestellten Muffen an die Querträger befestigt (Fig. 23, I). Bei Wright sind diese Verbindungen viel primitiver (Fig. 23, II). Bei Voisin werden die senkrechten Stäbe aus Festigkeitsrücksichten um die Mitte dicker und besitzen, um einen geringeren Luftwiderstand zu erzeugen, keinen kreisförmigen, sondern einen vorteilhafteren elliptischen Querschnitt.

Die größte Abwechslung bietet die Form der Rippen, von den vollen Rippen des Farman-Aeroplans bis zur feinen Brückenkonstruktion des Antoinette-Fliegers.

Aus Fig. 24 ist die Rippenkonstruktion von Voisin und von Wright ersichtlich. Bei Voisin ist das Gerüst nur unten überzogen, oben nur unmittelbar längs der Rippen. Die Querträger stehen frei hervor und verursachen unbedingt bedeutende Widerstände in der Flugrichtung. Bei Wright sind die Rippen schon oben und unten überzogen, doch hat die Tragfläche vorne noch immer die Dicke des Querträgers (45 mm) und verursacht einen ansehnlichen Luftwiderstand. Bei neueren Konstruktionen, besonders bei den Blériotschen und den Antoinette-Monoplanen, läuft die Tragfläche vorne und hinten in ganz scharfe Kantenleisten aus, wodurch ein im Verhältnisse zur Hubkraft minimaler Widerstand der Tragfläche erreicht wird.

Auch die Wölbung der Fläche ist für den Widerstand von Wichtigkeit. Sie beträgt bei Wright beiläufig $^1/_{20}$, beim Antoinette-Flieger an der konkaven Seite $^1/_{30}$, an der konvexen Seite $^1/_{12}$ der Sehne. Mit steigender Fahrgeschwindigkeit wird die Wölbung voraussichtlich noch abnehmen.



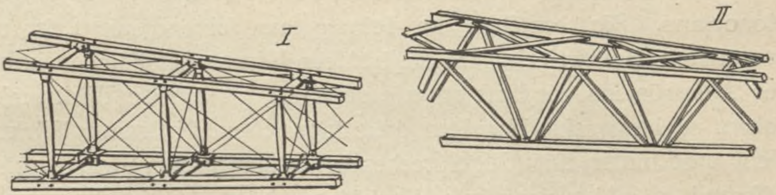
Figur 24.

Vom rein aerodynamischen Standpunkte aus bieten schmale, eine sehr große Spannweite besitzende Tragflächen den größten Vorteil. Doch verschlechtern sich bei großer Spannweite die Festigkeits- und Betriebsverhältnisse reißend, und darum sucht man die Spannweite in der Praxis möglichst zu verringern, obwohl dies eine glücklicherweise nicht zu bedeutende Verminderung der Ökonomie zur Folge hat. Da an den Enden der Tragflächen die Luft nicht nur rückwärts, sondern auch seitwärts ausströmen kann, so ist die Ökonomie der Fläche hier eine geringere. Man gibt daher diesen Flächenteilen eine verhältnismäßig geringere Größe, indem man den Tragflächen eine gegen die Enden zu sich verjüngende Gestalt erteilt (Wright, Antoinette, Blériot).

Das Gewicht der Tragflächen ist bei normalen Aeroplanen 1·5—2 kg pro Quadratmeter. Beim Antoinette-Flieger ist es durch gitterartige Gestaltung der Querträger sowie der Rippen gelungen, das Gewicht auf 1·2 hinabzudrücken, ohne dadurch der Festigkeit und Verläßlichkeit Abbruch zu tun. Diese Konstruktion ist aber infolge ihrer Kompliziertheit teurer als die normale.

Bei Zweideckern kann von einem eigentlichen Rumpf nur in einigen Fällen die Rede sein (Goupy). Bei Wright und nach ihm auch bei den meisten anderen Konstruktionen ist der Motor und der Lenkersitz auf die verstärkten Rippen der unteren Tragfläche befestigt, und von den Haupttragflächen gehen die Stangen aus, welche die Verbindung mit den vorderen und hinteren Steuerflächen, wie mit den Schlittenkufen bilden. Beim Typus Voisin-Farman sind Lenkersitz und Motor in ein eigenes „Chassis" vereinigt, welches auf Laufrädern ruht und vorne das Höhensteuer trägt. An diesem Chassis sind die abnehmbaren Haupttragflächen und die mit diesen verbundenen Schwanzstücke befestigt.

Die Ausgestaltung eines allgemeinen Typus ist beim Monoplan viel weiter vorgeschritten als beim Biplan. Wir finden bei den meisten Eindeckern einen mehr oder weniger spindelförmigen Rumpf, welcher vorne Motor und Schraube, weiter hinten den Lenker und am Ende die Stabilisierungs- und Steuerflächen trägt. Die Laufräder sind so weit als möglich vorne, unmittelbar hinter der Schraube angebracht, um beim Abstieg einer Havarie derselben vorzubeugen. Der Rumpf ist ebenfalls gitterträgerartig ausgestaltet.

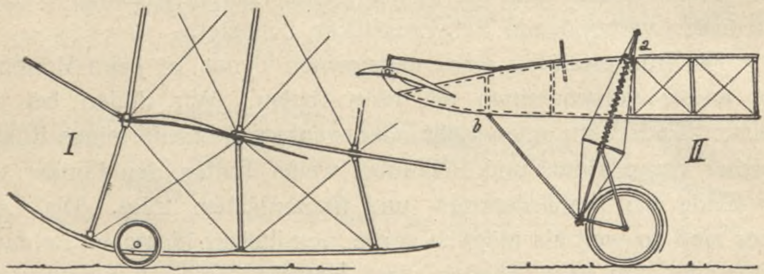


Figur 25.

Bei den Konstruktionen von Voisin und Blériot haben die einzelnen Zellen Würfelform und sind durch diagonal gespannte Stahldrähte versteift (Figur 25 I). Beim Antoinette-Flieger hingegen fehlen die Spanndrähte, und die Versteifung wird dadurch erreicht, daß der Träger allein aus Holzstäben tetraëderförmig ausgebaut ist (Fig. II). Beim Köchlin-Monoplan besteht der ganze Rumpf aus nach Art der Regattaboote zusammengefügten furnierartigen Holzplatten; eine sehr leichte und widerstandsfähige Konstruktion.

Beim Blériotschen Monoplan, Typus „La Manche" (Nr. XI), ist der Rumpf 7 Meter lang und wiegt 20,7 kg. Dieses Gewicht ist ziemlich groß; doch bedenken wir, daß dieser Rumpf in der Mitte eine Belastung von 300 kg. aushält, so müssen wir diese Konstruktion doch als einen bedeutenden Fortschritt in der Flugmaschinenbautechnik bezeichnen.

Die Stabilisierungs- und Steuerflächen stehen bei gut konstruierten Aeroplanen unter keinerlei Kraftwirkung und sie müssen im Betrieb nach beiden Seiten hin gleich wirksam sein. Dementsprechend sind sie entweder nicht gewölbt, oder sie sind biegsam (neuestes Wrightsches Patent) und erhalten ihre Wölbung jedesmal nach der entsprechenden Seite.



Figur 26.

Sehr einfach und verläßlich sind die Steuerflächen des Antoinette-Monoplans. Sie bestehen im Prinzip aus einem mit Leinwand bespannten Holzdreieck. Da die hinteren Ränder der Flächen infolge des Ausströmens der Luft so wie so keine genügende Wirksamkeit haben, so bleibt ein derartiges dreieckiges Steuer in seiner Wirkung nicht weit hinter einem entsprechenden quadratischen Steuer zurück, während es in konstruktiver Hinsicht viel einfacher ist.

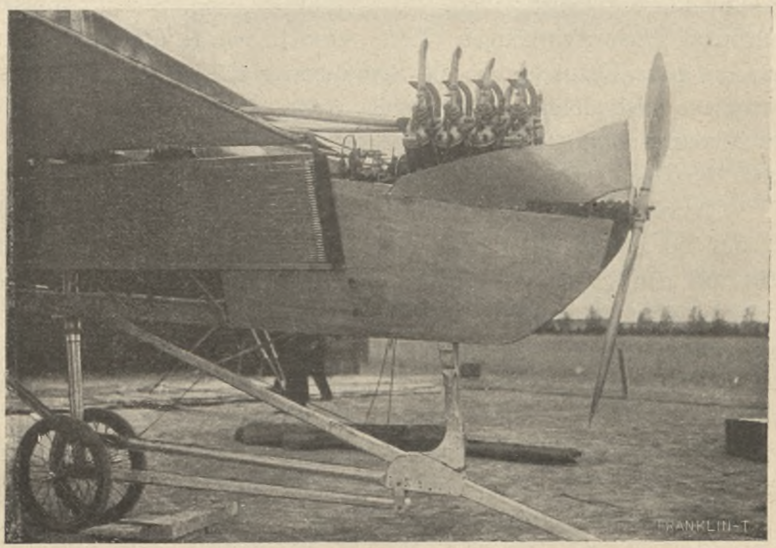
Wo, wie beim Wright-Biplan, eine fortwährende Betätigung des Steuers nötig ist, da muß der Drehpunkt in den Druckmittelpunkt verlegt werden, damit die Bedienung des Steuers mit einem möglichst geringen Kraftaufwand möglich sei. Da aber die Lage des Druckmittelpunktes bekanntlich je nach der Neigung der Fläche ein anderer ist, so ist das Steuer nur in einer einzigen Lage ausbalanciert. Um in den übrigen Lagen eine geringe Verschiebung des Druckmittelpunktes, also ein geringes zu überwindendes Drehmoment zu erhalten, wendet Wright zwei schmälere übereinander liegende Flächen an.

Ein weiterer wichtiger Bestandteil des Aeroplanes ist die Laufvorrichtung. Der Abflug ist ohne Verwendung einer Startvorrichtung nur mittels Laufräder möglich, während die Landung glatter mit Schlittenkufen geschieht. Die Vereinigung dieser beiden Vorzüge bezwecken die kombinierten Anlaufvorrichtungen, z. B. die von Farman-Sommer (Figur 26, I).

Diese Kombinationen erweisen sich bei der Landung zwar als recht vorteilhaft, vermehren aber das ohnehin schon große Gewicht nicht unbeträchtlich. Die Anlaufvorrichtung des Monoplanes Blériot XI wiegt, obwohl diese eine der einfachsten ist, doch noch immer 30 kg, das heißt halb so viel wie der Motor.

Die Auffangung des Stoßes geschieht mittels Spiralfedern, kann aber auch vorteilhaft mit starken Gummischnüren bewerkstelligt werden.

Die nur aus Rädern bestehenden Anlaufvorrichtungen sind trotz ihres verhältnismäßig großen Gewichtes noch sehr zerbrechlich, und kann eine Landung mittels derselben mit vollkommener Sicherheit nur auf ebener Erde bewerkstelligt werden. Die Konstruktion einer in jeder Hinsicht entsprechenden Anlaufvorrichtung wird daher einen weiteren großen Fortschritt in der praktischen Flugmaschinentechnik bedeuten.



Figur 27.
Vorderteil des Antoinette Monoplanes.

Allgemeines über die Propulsionsarten.

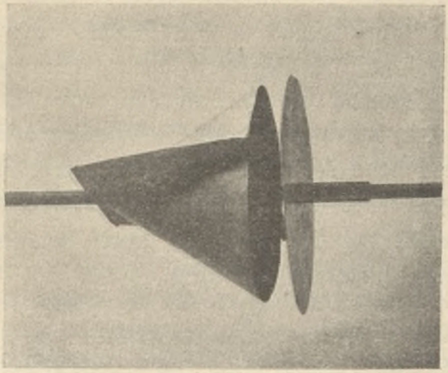
Zur Bewegung eines Aeroplanes ist eine gewisse Zugkraft nötig, deren Größe zwischen $^1/_5$ und $^1/_3$ des Aeroplangewichtes schwankt. Die bei der Bewegung des Aeroplanes verrichtete Nutzarbei ist das Multiplikat dieser Kraft mit der Fluggeschwindigkeit $= P_0 v_h$. Der die Zugkraft entwickelnde Mechanismus wird aber nur dann einen entsprechenden Widerstand finden, wenn er sich im Verhältnis zur Luft mit einer gewissen Geschwindigkeit v_{slip} bewegt. Die gesamte Arbeit ist also $P_0 (v_h + v_{slip})$.

Es steht also in unserem Interesse, v_{slip} durch Anwendung von großen Flächen möglichst zu verringern. Wir werden sehen, daß dies der Reibungswiderstände halber, ebenso wie beim Aeroplan, nur bis zu einem gewissen Grade vorteilhaft ist.

Eine Propulsion ist im allgemeinen auf zwei Arten möglich. Die Zugkraft kann durch die Reaktion von sich in der freien Luft bewegenden Flächen erzeugt werden. Diese Methode wird heute allgemein angewendet mit Hilfe von Rudern, Schaufelrädern und Schrauben. Die andere Art besteht darin, das Medium vermittelst einer Pumpe vorn anzusaugen und rückwärts mit großer Geschwindigkeit auszustoßen. Es ist dies die sog. Strahlpropulsion, welche bei Wasserfahrzeugen öfters versucht wurde (Zeuner), jedoch keine so guten Resultate wie die Schraubenpropulsion gibt. Praktisch wird diese Methode dann lebensfähig, wenn es gelingt, das Ausstoßen des Mediums ohne Motor und Pumpe zu bewerkstelligen, also z. B. durch Explosion von Gasen. Dies ist die sog. direkte Propulsion.

Charakteristisch für die Ruder- oder Schaufelräderpropulsion ist, daß bei diesen die Fläche sich nach rückwärts mit der breiten Seite, bei der Rückkehr hingegen mit der Kante oder aber in einem Medium von geringerem Widerstand bewegt. Letztere Methode giebt beim Wasser, wo die Fläche in der Luft zurückkehrt, einen guten Wirkungsgrad, im allgemeinen einen besseren als die Schraubenpropulsion. Die andere Methode, bei welcher die Fläche mit der Kante im selben Medium zurückkehrt, gibt wegen der bedeutenden Reibungswiderstände überhaupt keinen annehmbaren Wirkungsgrad.

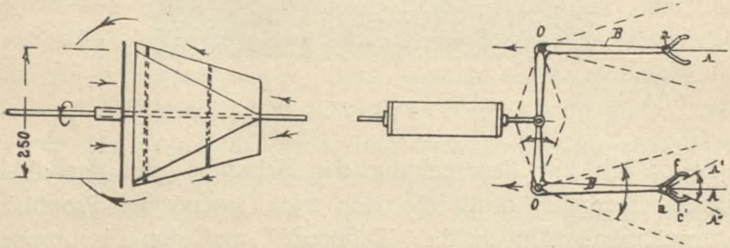
Es sei die Geschwindigkeit, mit welcher sich die Fläche vorwärts und rückwärts bewegt, v; die Fahrgeschwindigkeit v_h. Bei der Rückwärtsbewegung ist also die relative Geschwindigkeit, mit welcher sie diese Fläche im Verhältnis zu der sie umgebenden Materie bewegt, $v - v_h$, welcher Wert möglichst gering sein soll, wir also eine verhältnismäßig große Fläche anwenden müssen. Die Reaktion ist demnach proportional zu $(v - v_h)^2$. Bei der Rückkehr ist die relative Geschwindigkeit $(v + v_h)$, welche vielmals größer als $(v - v_h)$ ist. Noch größer ist die Differenz zwischen ihren Quadraten. Die durch die rückkehrenden Flächen erzeugten schädlichen Widerstände werden, wenn sie auch nur Reibungswiderstände sind, doch so bedeutend sein, daß sie den größten Teil der Propulsionswirkung vernichten werden. Mit dieser Vortriebsart sind auch tatsächlich nur äußerst geringe Geschwindigkeiten erzielt worden.



Figur 28.

Bevor ich zur Besprechung der Schraube und der direkten Propulsion übergehe, muß ich noch zwei eigenartige Propulsionsarten erwähnen, nämlich das Typhonoid und den Fischpropeller. Ersteres ist eine Erfindung des französischen Ingenieurs Gambin; im Prinzip besteht es aus einem am Bug des Schiffes rotierenden Schaufelrade, welches das ihm entgegenfließende Wasser in radialer Richtung zerstreut und dadurch ein partiales Vakuum erzeugt. Bei Modellversuchen hat es angeblich vorzügliche Resultate gegeben; das Ergebnis der auf Grund dieser Experimente gebauten, mit einer Maschine von 200 Pferdestärken ausgerüsteten Schiffe ist mir nicht bekannt. Zur Untersuchung der Richtigkeit des angewendeten Prinzipes habe ich das in Figur 28 dargestellte Lufttyphonoid konstruiert. Der größte Durchmesser betrug 250 mm. Die Zugkraft, welche an der auf der Welle verschiebbaren Scheibe gemessen wurde, war bei 1000 Umdrehungen noch gering, bei 2000 Umdrehungen erwies sie sich doch im Verhältnis zu den geringen Dimensionen als recht energisch. Bedenken wir jedoch, daß die Luft hier nicht nur eine Beschleunigung nach rückwärts, sondern auch eine bedeutende Rotationsbewegung erhält, so scheint es im allgemeinen ausgeschlossen, daß sich ein so guter Wirkungsgrad wie bei den Schrauben ergeben wird; doch da der Apparat verhältnismäßig klein ist und die Umlaufszahl eine recht große sein kann, so scheint eine etwaige Verwendung desselben durchaus nicht ausgeschlossen zu sein. Es dürfte dies der Fall bei großen Geschwindigkeiten sein, wo die Luftschrauben anfangen unbequem zu sein und wahrscheinlich einen sehr schlechten Wirkungsgrad haben.

Die andere Propulsionsart ist der Pendel- oder Fischpropeller[1]) (Fig. 29, I). Hier wird die Reaktion durch die Fläche A erzeugt, welche um den Punkt a drehbar an dem Arm B angebracht ist. Bringen wir den Arm B um den Punkt O in schwingende Bewegung, so stellt sich die Fläche A infolge des Luftwiderstandes in die durch die Ausschlagbegrenzer c und c_1 regulierbaren Lagen A_I resp. A_{II} ein, und erzeugt sowohl bei der Hin- als auch bei der Herbewegung eine Reaktion nach derselben Richtung.



Figur 29.

Mit diesem Propeller wurden schon zu wiederholten Malen Versuche an Schiffen unternommen, und soll der Wirkungsgrad derselben besser als der der Propellerschrauben sein. Praktisch lebensfähig wird dieser Propeller dann werden, wenn wir ihn direkt mit dem Kolben eines rein alternative Bewegung vollführenden, also schwungradlosen Motors verbinden. Schwungradlose Explosionsmotore stehen uns heute schon zur Verfügung[2]). Da diese Motore mit hoher Ökonomie arbeiten, so können wir auf diese Art einen wenig Benzin verbrauchenden Propeller konstruieren, der noch dazu dank der Einfachheit des ganzen Apparates ein minimales Gewicht hätte. Wir würden jedenfalls auf große Konstruktionsschwierigkeiten stoßen, doch wären dieselben bei dem heutigen Stande der Motorentechnik durchaus nicht unüberwindlich.

[1]) Diese Propulsionsart ist nämlich prinzipiell identisch mit der Wirkungsart der Schwanzflossen der Fische.

[2]) Zsélyi: Der schwungradlose Explosionsmotor, Budapest 1908. (ungarisch).

Die Kraft- und Arbeitsverhältnisse der Luftschrauben.

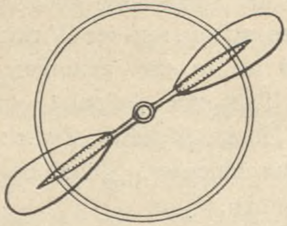
Im bisher Gesagten haben wir uns auf Grund der Theorie der schiefen Ebene, respektive des Aeroplanes schon mit der Wirkungsweise der Luftschraube beschäftigt, und ist es uns gelungen, für eine gegebene Schraube eine der Tatsache beinahe genau entsprechende Reaktion zu berechnen. Unser weiterer Zweck ist es nun, die günstigsten Ausmaße für Durchmesser, Steighöhe und Umdrehungszahl der Schraube zu bestimmen.

Die Bedingungen der Ökonomie sind verschieden, je nachdem es sich um Hubschrauben oder um Zugschrauben für Aeroplane handelt.

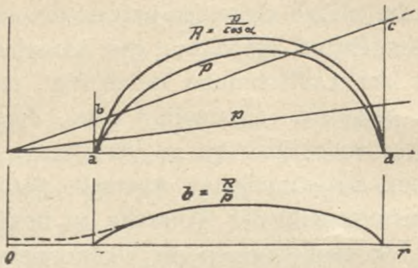
Unser Zweck ist bei Hubschrauben das Gewicht des Flugapparates unter Aufwand von möglichst wenig Energie und bei Verwendung kleiner Schrauben in Schwebe zu halten.

Da die Oberfläche der Luftschraube im Grunde genommen nichts anderes ist, als ein eine Kreisbahn beschreibender Aeroplan, so könnten wir auf Grund der beim Aeroplan kennen gelernten Verhältnisse (S. 28) auch hier annehmen, daß zur Leistung eines möglichst großen Zuges die geringste Kraft bei einem bestimmten Neigungswinkel nötig sein wird, und daß dieser von der Geschwindigkeit unabhängig ist. Danach könnten wir also den Neigungswinkel in der Richtung des Radius konstant annehmen. In Wirklichkeit geben jedoch solche mit konstantem Neigungswinkel konstruierte Schrauben keine guten Resultate, neben anderen praktischen Gründen hauptsächlich darum, weil der ökonomische Neigungswinkel ein anderer ist, wenn die Ebene sich wie beim Aeroplan in gerader Richtung in noch unberührter Luft bewegt, oder wenn sie in einem größeren oder kleineren Radius auf schon in Bewegung befindliche Luft stößt. Diese Erscheinungen sind aber noch nicht einmal bei den Schiffsschrauben genügend untersucht, umsoweniger bei den Luftschrauben, und darum benutzt man in der Praxis meist Schrauben, welche konstante Steigung und orthogonale Schraubenflächen besitzen, deren Herstellung z. B. durch fächerartige Vereinigung von Holzlamellen recht einfach ist.

Eine der wichtigsten Fragen der Schraubenbautechnik ist die Verteilung der Zugkraft in radialer Richtung, und damit die Bestimmung der Form der Schraubenfläche. Gleichsam eine Folge der Reaktionstheorie ($P = m.v$), welche aber auch in der Praxis gut entspricht, ist jene Konstruktion, bei welcher wir die Zugkraft im Verhältnisse der an den verschiedenen Punkten des Radius in Aktion tretenden Wasser- resp. Luftmengen verteilen.



Figur 30 a.



Figur 30 b.

Da nun diese Materienmengen auf den verschiedenen Radien mit der Oberfläche der bestrichenen Kreise (30 a) und bei deren gleicher Breite mit den Radien proportional sind, so können wir auch die Zugkraft als denselben proportional annehmen. Wenn wir daher im Diagramme den Radius als Abscisse nehmen, so wird die Belastungskurve eine Gerade werden. In Fig. (30 b) bedeuten die Ordinaten also die einzelnen elementaren Zugkräfte, die Fläche a b c d hingegen die gesamte Zugkraft für das Stück a—d des Radius. Wir haben jedoch schon bei der Konstruktion der Aeroplanflächen (S. 44) gesehen, daß es behufs Vermeidung von schädlicher Wirbelbildung angezeigt ist, die Belastung gegen die Ränder der Flächen hin zu vermindern. Auch im vorliegenden Falle nehmen wir die Zugkraft am äußeren und inneren Ende der Flügel gleich Null an. Die Verteilung der Zugkraft stellt also die Kurve P dar. Da nun die Fläche mit der Fortbewegungsrichtung einen gewissen, mit dem Radius wechselnden Winkel α einschließt, so ist die auf die Ebene rechtwinklige Reaktion größer als diese axiale Zugkraft P. Ihre Veränderung stellt die Kurve $P^1 = \frac{P}{\cos \alpha}$ dar.

Um die Breite des Schraubenflügels an den verschiedenen Punkten des Radius ermitteln zu können, müßten wir die an diesen Punkten auf die Flächeneinheit des Schraubenflügels entfallende Belastung kennen. Diese hängt von der Größe und Richtung der Geschwindigkeit ab. Diese relative Geschwindigkeit ist hingegen die Komponente aus der Umdrehungsgeschwindigkeit der Schraube und aus der Geschwindigkeit der in Bewegung gesetzten Luft. Wenn wir, wie wir dies im Vorhergehenden taten, die Zugkraft proportional den Luftmengen verteilen, so erhält die gesamte in Wirkung tretende Luftmenge beiläufig dieselbe Reaktionsgeschwindigkeit v_r. Wenn wir nun auf Grund des Gesagten bei orthogonalen Schraubenflächen die relativen Geschwindigkeiten an den verschiedenen Punkten des Radius konstruieren, so finden wir, daß die spezifische Belastung proportional mit den Radien ist und durch die Gerade p dargestellt wird. Indem wir die nötige rechtwinklige Reaktion P^1 durch p dividieren, erhalten wir die Breite des Flügels für den entsprechenden Radius. Wenn wir diese für jeden Punkt bestimmen, ergibt sich der Umriß der Schraubenfläche, welcher wie ersichtlich der allgemein gebrauchten Form entspricht.

Eine weitere wichtige Frage ist, inwiefern der Wirkungsgrad von der Umfangsgeschwindigkeit abhängt. Bei den Aeroplanen haben wir gesehen, daß die Ökonomie von der Geschwindigkeit unabhängig ist. Im vorliegenden Falle bestimmen die Bedingungen des Luftwechsels die Ökonomie. Ist der Durchmesser groß, so kann auch die Geschwindigkeit groß sein, da die in Wirkung tretende Luftmenge auch eine große ist. Groß kann die Umfangsgeschwindigkeit auch dann sein, wenn wir die Anzahl der Schraubenflügel vermindern. Darum verwendet man bei schnell laufenden Schrauben mit Vorteil nur zwei Flügel. Ist die Steigung der Schrauben eine große, so kann die Umfangsgeschwindigkeit auch dementsprechend größer sein, da eine bedeutende Luftmenge in Bewegung gesetzt wird. Bei einer und derselben Schraube verringert sich die Ökonomie mit der Vergrößerung der Geschwindigkeit resp. der Tourenzahl. Darauf bezieht sich die Renard'sche Formel, welche den Zusammenhang zwischen der Hubkraft P, dem Durchmesser D und der notwendigen Anzahl Pferdekräfte N angibt:[1])

$$P = \alpha D^{2/3} N^{2/3}$$

wo α eine Konstante, deren Wert bei dem von Renard untersuchten Schraubentypus 8·85 betrug.

Die auf eine Pferdekraft entfallende Hubkraft der Schraube hängt, wie wir es im bisherigen gesehen haben, von einer ganzen Reihe von Umständen ab und kann darum eine sehr verschiedene sein. In folgender Tabelle habe ich versucht, die Ergebnisse von den bekannteren einschneidenden Untersuchungen zusammen zu fassen.

[1]) Comptes Rendus de l'Académie de France 1903.

Konstrukteur.	Durchmesser der Schraube, m.	Größte Breite, m.	Flächeninhalt, m².	Steigung, m.	Gewicht, kg.	Umdrehungen per Minute.	Hubkraft, kg.	Anzahl der HP, experimentell.	HP nach Formel: $N = Q. \operatorname{tg} \alpha V_{cs}$.	Hubvermögen per HP
Wellner 1	6	4·4	13·5	1·1	47	140	48	1·9	1·65	25
	6	4·4	13·5	1·1	47	160	60	2·5	2·07	24
Wellner 2	6	2·5	7·4	1·1	—	Das Hubvermögen blieb dasselbe.				
Wellner 3	4·2	1·2	3·5	1·1	25	314	71	4·5	5·45	15
Léger	6·2	1·7	—	—	85	—	110	6	—	18·3
							180	12	—	15·4
Breguet 1	—	—	26	—	578	—	578	40	—	22·2
Breguet 2	—	—	10	—	500	—	500	40	—	12·5
Bertin	2·8	—	—	—	—	1250	450	150	—	3
Cornu	6	—	4·5	3	—	180	400	45-50	4·5	8
Antoinette	2·3					1200	150	45		3·3

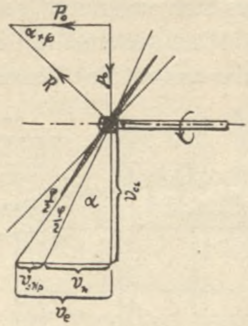
Wellner 1: Zweiflügelige Schraube. Einfache Schraubenfläche, 8 Holzspeichen. Oben und unten mit Seide resp. Aluminium bespannt. 2: Desgleichen nach Àbnahme von 4 Speichen. Wellner 3: Zweiflügelig, Ulmenspeichen, Aluminiumbekleidung. Léger: Zwei koaxiale, in entgegengesetzter Richtung sich drehende Schrauben. Breguet 1: Aus 8 vierflügeligen Schrauben bestehender Schraubenflieger. Breguet 2: Desgleichen, umgebaut. Bertin: Schraubenflieger mit zwei Hubschrauben und einer horizontalen Schraube. Cornu: Doppelschraubiger Schraubenflieger, die Neigungswinkel der Schraubenflächen sind verstellbar (S. 68). Antoinette: Gewöhnliche Aeroplan-Triebschraube.

Bei den Triebschrauben der Aeroplane wird der Wirkungsgrad durch das Verhältnis der Nutzarbeit zur verbrauchten Arbeit bestimmt.

Wie wir gesehen haben, dreht sich die Schraube mit einer gewissen Steiggeschwindigkeit v_e, welche größer als die Fluggeschwindigkeit v_h des Aeroplanes ist. Die Differenz $v_e - v_h = v_{slip}$ ist zur Erzeugung der Reaktion nötig. Diese Reaktion ist wegen der Reibungswiderstände nicht rechtwinklig auf die Fläche[1]), sondern

[1]) Die vorliegende Besprechung weicht von der (S. 23) befolgten Methode ab. Dort wurden nämlich die Reibungswiderstände der Schraube besonders mittelst des mechanischen Wirkungsgrades in Betracht gezogen, während die vorliegende Besprechung auf Grund des Gleitwinkels einfacher und korrekter ist.

sie schließt mit der Normalen einen bestimmten Winkel ein. Ist die Fläche eben und auf den geringsten Widerstand berechnet, so ist dieser Winkel gleich dem von der Fläche und der Bewegungsrichtung gebildeten Winkel $\frac{\varphi}{2}$ (S. 29). Die axiale Komponente dieser Reaktion R ist die Zugkraft P_o, die tangentiale hingegen die Drehungskraft der Schraube auf dem bestimmten Punkte: p_o. Es ergibt



Figur 31.

sich aus der Figur: $p_o = P_o \operatorname{tg}(\alpha + \varphi)$. Die zur Drehung der Schraube nötige Kraft ist: $p_o v_{cs} = P_o \operatorname{tg}(\alpha + \varphi) v_{cs}$. Die zur Propulsion benutzte Kraft ist: $P_o V_h = P (\operatorname{tg} \alpha) v_{cs}$. Der Wirkungsgrad der Schraube ist also $\frac{P_o \operatorname{tg} \alpha\, v_{cs}}{P_o \operatorname{tg}(\alpha + \varphi) v_{cs}} = \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\operatorname{tg}(\alpha + \varphi)} = \eta_{cs}$. Die Formel des Wirkungsgrades ist also der Form, aber auch dem Sinne nach identisch mit derjenigen für fixe Schrauben. Dort ist der Winkel φ der Reibungswinkel, der Neigungswinkel derjenigen schiefen Ebene, auf welcher der Körper eben noch hinab zu gleiten vermag; im vorliegenden Falle ist es der Gleitwinkel, der Neigungswinkel, welchen die Gleitbahn des motorlosen Aeroplanes mit der Horizontalen einschließt (S. 19).

Bilden wir aus dieser Formel des Wirkungsgrades das Differential nach α, so erhalten wir den maximalen Wert von η. Dieser Fall tritt ein, wenn $\alpha = \frac{90 - \varphi}{2}$ ist.

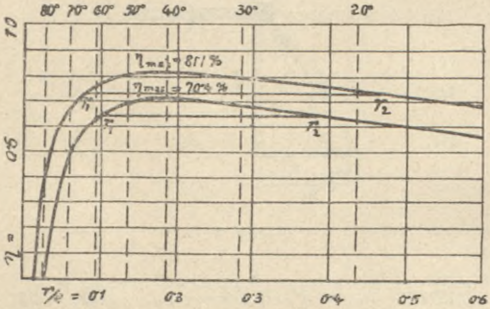
Wenn wir nun als den Wert von φ nach Lanchester 10^0 annehmen, so finden wir, daß der Wirkungsgrad sein Maximum bei $\alpha = 40^0$ erreicht. Sein Wert ist in diesem Falle $\eta = 70 \cdot 4\,\%$.[1])

[1]) Einige Konstrukteure geben den Wirkungsgrad der Luftschrauben größer an. So z. B Wright mit 75 %, Blériot den der Chauvièreschen Holzschraube

Im Wasser ist, dem kleineren Werte von φ entsprechend $\alpha = 42^0$, und auch der Wirkungsgrad ist größer: $\eta = 81\,^0/_0$.

Wir haben die Belastung der Schraube derartig angenommen, daß die Fläche mit dem ökonomischesten Neigungswinkel arbeitet. Vergrößert oder verringert sich die Belastung, so wird der Wirkungsgrad kleiner ausfallen.[1])

Da bei den orthogonalen Schraubenflächen der Neigungswinkel längst dem Radius sich verändert, so wird der Wirkungsgrad für die verschiedenen Flächenelemente ein verschiedener sein. Untenstehendes Diagramm zeigt die Veränderung des Wirkungs-



Figur 32.

grades bei veränderten Neigungswinkeln und Radien, im Falle die Schraube mit Luft umgeben ist. Abscissen sind die Radien, ausgedrückt in Bruchteilen der Steigung, die entsprechenden Neigungswinkel sind auch angemerkt.

---

seines Flugapparates Nr. XI mit ebensoviel. Der oben erwähnte Wirkungsgrad ist für $\varphi = 10^0$ berechnet; ist jedoch φ kleiner, wie 7^0 beim Wrightschen Gleitflieger, so ist η schon $78\,^0/_0$. Wenn die erwähnten Wirkungsgrade also wirklich den Tatsachen entsprechen, so müssen wir annehmen, daß der Wert von φ tatsächlich weniger als 10^0, z. B. 7^0 beträgt.

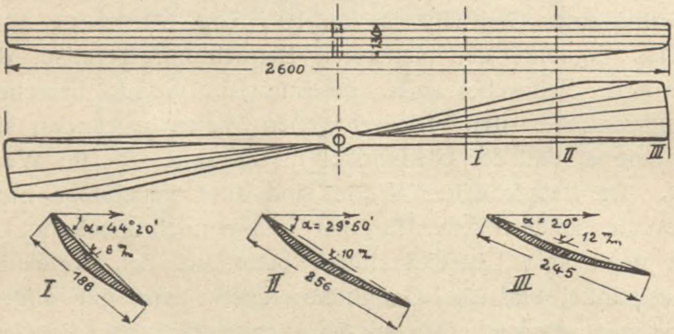
[1]) Der bisher abgeleitete Wirkungsgrad der Schrauben ist noch nicht vollständig korrekt. Wir haben nämlich angenommen, daß v_h die tatsächliche Geschwindigkeit des Fahrzeuges sei, während dies in Wirklichkeit nur die relative Geschwindigkeit des Schiffes auf das sich entfernende Wasser bezogen, ist. Da der Propeller das Wasser nach rückwärts treibt, so wird die tatsächliche Geschwindigkeit kleiner als v_h sein. Im Gegensatz befindet sich am Achter des Schiffes, wo die Schraube arbeitet, eine sich mit dem Schiffe bewegende Wassermenge (Dead Water, Kielwasser), das effektive v_h ist also größer. Bei schnell fahrenden Schiffen und bei günstiger Form des Schiffsrumpfes kann sich letztere Erscheinung dermaßen steigern, daß das Schiff mit negativem Slip fährt. Der Einfluß dieses Umstandes kann aber wegen der auftretenden komplizierten Nebenerscheinungen nur schwer in eine mathematische Formel eingekleidet werden.

Um entsprechend große Flächen zu bekommen, ist es notwendig, einen möglichst großen Teil des Radius zum Zwecke der Propulsion zu verwenden. Das kann geschehen, ohne damit den Wirkungsgrad erheblich zu verringern, da das Gefälle der Kurve bei kleineren als den maximalen Neigungswinkeln ziemlich klein ist. Verwenden wir jene Teile des Radius, auf welchen der Wirkungsgrad noch größer als das Maximum von 96 % ist, so erhalten wir eine Schraube, deren Neigungswinkel am Umfange beiläufig 20^0 beträgt, deren Steigung gleich dem Durchmesser ist, und deren Wirkungsgrad, wenn wir die Belastung an den Enden gleich Null annehmen, beiläufig 97 % des Maximums beträgt. Auf Grund dieser Betrachtung ergibt sich in der Luft ein Gesamtwirkungsgrad der Schraube von beiläufig 68, im Wasser von 79 % (auf Grund eines Gleitwinkels von 10^0, resp. 6^0).

Das Ergebnis der bisherigen Betrachtung ist also, daß die ökonomische Schraube einen bestimmten, voraus berechenbaren Neigungswinkel besitzt. Die erhaltenen Werte begründen sich auf der Annahme, daß der Gleitwinkel in der Luft 10^0, im Wasser 6^0 beträgt. Die tatsächlichen Werte sind aber heutzutage nicht nur für die Luft, sondern selbst für das Wasser noch unbekannt, ebenso besteht noch kein Übereinkommen betreffend den vorteilhaftesten Neigungswinkel und die Ganghöhe; doch kann im allgemeinen angenommen werden, daß bei den Schiffsschrauben die Ganghöhe gleich $1\frac{1}{4}$ des Durchmessers ist. Beiläufig dasselbe Verhältnis finden wir bei den Wrightschen Aeroplanschrauben, welchen man den größten Nutzeffekt zuschreibt.

Der Umstand, daß die Ganghöhe und der Neigungswinkel im vorhinein bestimmt sind, hat zur Folge, daß bei gegebenem Durchmesser und gegebener Fahrgeschwindigkeit auch die Umdrehungszahl bestimmt ist. Bei der Wrightschen Aeroplanschraube ist z. B. $D = 2 \cdot 8$ m, die Ganghöhe $3 \cdot 35$ m, sie muß daher bei einer Fluggeschwindigkeit von 17 Metern beiläufig 350 Umdrehungen machen, um einen normalen Slip zu geben. Wenn der Motor, wie dies im allgemeinen der Fall ist, schnell läuft, so muß eine Übersetzung eingeschaltet werden. Diese Übersetzungen vermehren aber das Gewicht, verbrauchen Kraft und beeinträchtigen die Übersichtlichkeit des Apparates. Darum sind die Schrauben der französischen Aeroplane direkt an die Motorwelle gekuppelt, und sind deshalb Durchmesser ($D \cong 2$) und Ganghöhe geringer ($h = 0 \cdot 5\,D$). Beide Umstände setzen den Nutzeffekt herunter, doch wird dieser Nachteil durch das Fortbleiben der Übersetzung und das geringere Gewicht wett gemacht. Ihr Nutzeffekt ist im allgemeinen 0 • 50. Mit steigender Fluggeschwindigkeit verbessert sich der Nutzeffekt der direkt mit dem Motor gekuppelten Schrauben, und erreicht bei beiläufig der doppelten üblichen Fluggeschwindigkeit sein Maximum, um später rapid zu fallen, so daß man entweder für eine Erhöhung der Tourenzahl des Motors, oder für eine beschleunigende Übersetzung sorgen muß.[1])

Was die praktische Ausführung der Schrauben anbelangt, so gibt es solche, welche auf Holz- oder Stahlrahmen gespannte Leinwandflächen haben, andere besitzen auf Stahlrohrspeichen genietete Aluminiumflächen, andere wieder sind ganz aus Holz ver-



Figur 33.
Die Holzschraube des Wrigth-Biplanes.

fertigt. Erstere waren besonders als großflächige Ballonschrauben im Gebrauch, doch da sie der Hauptanforderung einer guten Schraube, der Steifheit, nicht entsprechen, so werden sie auch dort kaum mehr angewendet.

---

[1]) Bei den Schrauben schnellfahrender Schiffe verringert eine andere Erscheinung, die sog. Kavitation den Nutzeffekt. Hinter dem Schraubenflügel tritt nämlich eine Druckverminderung auf, welche, wenn die relative rechtwinklige Geschwindigkeit eine bestimmte Grenze (14 m) übersteigt, ein vollständiges Vakuum erzeugt, in welchem Falle die Zugkraft nicht im Verhältnis der Drehkraft wächst, der Nutzeffekt sich also verringert. Da, wie wir gesehen haben, zwischen der Umfangsgeschwindigkeit der Schraube und der Fahrgeschwindigkeit ein Zusammenhang besteht, so wird die Kavitation dann auftreten, sobald die Geschwindigkeit des Schiffes beiläufig 27 Seemeilen (50 km) übersteigt. Um die Kavitation zu vermeiden, muß die auf die Flächeneinheit entfallende Reaktion kleiner, die Schraubenflächen also verhältnismäßig größer angenommen werden, was gleichfalls zu einer Verringerung des Nutzeffektes führt.

Wir finden heute bei den meisten Aeroplanen Holzschrauben verwendet, welche den aus auf Stahlrohrspeichen genieteten Alumiumblättern bestehenden Schrauben gegenüber große Vorteile besitzen. Denn ihr Gewicht ist geringer als das der Aluminiumschrauben[1]), und sie können eine glatte, wenig schädlichen Widerstand gebende Form erhalten, während die Speichen der Aluminiumschrauben zur Bildung von schädlichen Wirbeln Anlaß geben.

Die Leichtigkeit der Schraube ist von großem Einfluß auf den ruhigen Gang und die Lenkbarkeit der Aeroplane. Es treten nämlich bei Wendungen des Aeroplans in den Schrauben gyroskopische Momente auf, welche den Flieger nach oben, im entgegengesetzten Falle nach unten zu wenden trachten. Ein weiterer Nachteil ergibt sich aus dem Umstande, daß, da die Schrauben keine vollständigen Scheiben sind, diese Drucke nur in gewissen Lagen stoßartig auftreten. Folgen diese Stöße in der eigenen Schwingungsdauer der Schrauben entsprechenden Intervallen, so werden sie infolge der Resonanz eine derartige Intensität erreichen, daß die Schraube bricht. Es gibt also eine bestimmte Tourenzahl, welche für die Inanspruchnahme der Schrauben besonders gefährlich ist.

Es ist ein großer Vorteil der schnellaufenden Schrauben, daß man bei diesen für eine besondere Versteifung nicht zu sorgen hat. Die Schraubenflügel verbiegen sich nämlich ein wenig infolge des Luftwiderstandes, doch da die Zentrifugalkraft in dieser Lage keine axiale Komponente mehr besitzt, so ist ein weiteres Verbiegen ausgeschlossen. Die Schraubenflügel können auch im vorhinein so eingestellt werden.

Vom Standpunkte der Maße der gegenwärtig benutzten Schrauben ist untenstehende Tabelle interessant, in welcher nach dem „Automotor Journal“ die Schrauben der letzten Pariser Flugausstellung zusammengestellt sind:

---

[1]) Die Chauvière'sche Schraube des Monoplans Blériot XI wiegt 4·5 kg, eine vierflügelige Chauvière'sche Schraube mit einem Durchmesser von 2·5 m wiegt 6 kg, während das Gewicht einer zweiflügeligen, 2·3 m Durchmesser besitzenden Aluminiumschraube beiläufig 14 kg beträgt.

Aeroplanschrauben der Pariser Flugmaschinenausstellung von 1908.

Aeroplan	Lage der Schraube	Antrieb	Anzahl	Durchmesser	Anzahl der Flügel	Steigung	Bemerkung
Schrauben mit auf Stahlrohre genieteten Aluminiumflügeln:							
R. E. P. Nr. 2	vorne	direkt	1	2	4	—	bei 1400 Umdrehungen 90 km Geschwindigkeit.
Blériot Nr. 9	„	„	1	2·1	4	1·3	elastisch
Antoinette	„	„	1	2·2	2	1·3	
Holzschrauben:							
Wright	in der Mitte	Kette	2	2·8	2	—	
Blériot	„	„	1	3·0	4	3·2	
Clément B.	„	Kegelräder	1	2·4	2	2·5	horizontaler Motor
Vendôme	vorne	direkt	1	2·45	2	2	elastisch
Besondere Schraubentypen:							
Gnôme	vorne	direkt	1	2·0	4	1·5	dünnes Stahlblech
Bréguet	in der Mitte	Kegelräder	2	4·25	4	—	veränderliche Steigung

Die direkte Propulsion.

Bei jeder Art von Propulsion entsteht die Reaktion dadurch, daß wir einer gewissen, in den meisten Fällen nicht ermittelbaren Luftmenge eine Geschwindigkeit erteilen. Der Gedanke liegt daher nahe, diese Geschwindigkeit direkt durch die Verbrennung des Brennstoffes in dieser Luftmenge zu erzeugen. Vom aerodynamischen Standpunkte aus ist es notwendig, eine möglichst große Luftmenge in Wirkung zu setzen, da der Wirkungsgrad dann der beste sein wird. Praktisch ergibt sich das Maximum der verwendbaren Luftmenge aus der Bedingung, daß das Gasgemisch noch sicher entzündbar sei. Im Folgenden nehmen wir für 1 kg Benzin 20 m^3 Luft an. In diesem Falle erhält das Gemisch, — angenommen das Benzin hat einen Heizwert von 11000 Kalorien, zur Explosion gebracht und aus der Lavalschen Röhre ausgepufft, nach Abzug der durch Abkühlung und Reibung verursachten Verluste eine Durchschnittgeschwindigkeit von 1200 Sekundenmetern. Bei Verbrennung von 1 m^3 Gasgemisch per Sekunde ist die Reaktionskraft:

$$R = \left[\frac{1 \cdot 2.93.\ 1200}{9 \cdot 81}\right] = 158 \text{ kg}$$

Der Benzinverbrauch ist $\frac{1}{20}$ kg per Kubikmeter Luft, also im Verhältnis der entwickelten Reaktionskraft so groß, daß bei den üblichen Aeroplangeschwindigkeiten von 15 bis 20 Sekundenmetern an eine Anwendung dieses Propulsionsverfahren nicht gedacht werden kann. Jedoch ist bei dieser Propulsion die entfaltete Reaktion praktisch unabhängig von der Geschwindigkeit, während bei anderen Propulsionsarten bei steigender Geschwindigkeit immer stärkere, mehr Benzin verbrauchende Motoren verwendet werden müssen. Bei großen Geschwindigkeiten wird also der Benzinverbrauch der direkten Propulseure kein größerer sein als derjenige der entsprechenden Motoren. Bei einer Geschwindigkeit von 100 Sekundenmetern und bei 150 kg Zugkraft wäre z. B. die in der Propulsion nützlich verwendete Kraft $\frac{150 \cdot 100}{75} = 200$ Pferdestärken. Da jedoch der Wirkungsgrad der Schrauben bei einer so großen Geschwindigkeit nicht größer als mit $0 \cdot 50$ beanschlagt werden kann, so würden wir in Wirklichkeit einen $\frac{200}{0 \cdot 5} = 400$ HP Motor benötigen, dessen Benzinverbrauch per Pferdekraft und Stunde $0 \cdot 3$ kg rechnend, $\frac{0 \cdot 3 . 400}{3600} = \frac{1}{30}$ kg wäre, gegenüber den $\frac{1}{20}$ kg des direkten Propulseures. Bei der Geschwindigkeit von 150 Sekundenmetern wäre der Benzinverbrauch in beiden Fällen derselbe.

Geschwindigkeiten von 100—150 Sekundenmetern scheinen heute unerreichbar, wie sie es mit den heutigen Benzinmotoren auch faktisch sind. Der 400 HP starke Motor bedeutet ein Gewicht von mindestens 600 kg, das Gewicht des ganzen Apparates wird also kaum unter 1200 kg zu stehen kommen. Ein solches Gewicht können wir aber bei 100 m Geschwindigkeit nicht mit 150 kg Zugkraft weiterbefördern. Bei direkten Propulseuren wird die Geschwindigkeit nur durch die wachsenden Widerstände begrenzt. Diese Widerstände wachsen aber, wie wir dies im Vorherigen gesehen haben, bei ansteigender Geschwindigkeit verhältnismäßig langsam. Wenn wir, mit Zugeständnissen an die Langleysche Auffassung annehmen, daß der Widerstand unabhängig von der Geschwindigkeit ist, so würde das bedeuten, daß wir bei Anwendung von direkten Propulseuren die Geschwindigkeit annähernd bis zur Grenze der Explosionsgeschwindigkeit der Gase steigern könnten.

Der Benzinverbrauch ist in Anbetracht der zurückgelegten Strecke kein zu großer. Es sei z. B. das Gewicht des Propulseures 25 kg, der Lenker 75 kg, der übrigen Teile des Apparates 50 kg, Benzin 50 kg, zusammen 200 kg. Indem wir die Widerstände auf ein Minimum reduzieren, können wir annehmen, daß 50 kg Zugkraft genügen. Wir benötigen also $\frac{50}{150} \cdot \frac{1}{20} = \frac{1}{60}$ kg Benzin per Sekunde. Unsere 50 kg Benzin reichen also für eine Fahrt von 50 Minuten aus, während welcher wir einen Weg von $\frac{\frac{50}{\frac{1}{60}} \cdot 100}{1000} =$ 300 Kilometer zurückgelegt haben.

Die praktische Lösung des Problems hängt also von der Herstellung entsprechender Propulseure ab. Dies ist, trotzdem es auf den ersten Blick höchst einfach aussieht, wegen der benötigten großen Luftmenge und anderen rein praktischen Hindernissen mit großen Schwierigkeiten verbunden. Figur (34) zeigt den Apparat zur Hervorbringung fortwährender Explosionen, mit welchem ich im Herbst 1908 eine Reihe von Versuchen unternahm.

Figur 34.

Die Experimente werden fortgesetzt, und behalte ich mir vor, die Ergebnisse derselben in einer folgenden Schrift zu publizieren.

Die Grenzen des Weit- und Hochfluges.

Die Faktoren, welche die maximale Distanz eines Fluges bestimmen, sind die folgenden: Die nötige Zugkraft P_o, welche ein bestimmter Bruchteil des Aeroplangewichtes ist $P_o = c_1\ Q$; der Wirkungsgrad der Schraube und des Motors: η_{cs}, resp. η_m; der Heizwert des Brennstoffes in Kalorien $= C$, und die Menge des Brennstoffes, die wir ebenfalls als Bruchteil des Gewichtes Q ausdrücken können: $c_2\ Q$.

Die für eine Strecke von l Metern nötige Arbeit ist $L = P_o\, l = c_1\ Q\, l$ in Meterkilogrammen. Die aus dem uns zur Verfügung stehenden Brennstoffe entwickelte Arbeit hingegen ist $\eta_{cs}\, \eta_m\, 424\ C\, c_2\ Q$ in Meterkilogrammen. Es ist also $c_1\ Q\, l = \eta_{cs}\ \eta_m\ 424\ C\, c_2\ Q$, und daraus l in Kilometern: $l = \frac{\eta_{cs}\ \eta_m\ 424\ C\, c_2}{1000\, c_1}$

Nehmen wir den heutigen Stand der Aeroplantechnik als Ausgangspunkt an, so ist $\eta_{cs} = 0 \cdot 75$ und $\eta_m = 0 \cdot 2$. Der Heizwert des Benzins ist 11000 Kalorien. Danach ist $l = 700 \frac{c_2}{c_1}$. Da das

Verhältnis von c_2 zu c_1 bei verschiedenen Apparaten ein verschiedenes ist, so habe ich die entsprechenden Flugdistanzen in Kilometern in untenstehender Tabelle zusammengestellt:

c_2	c_1			
	0·1	0·15	0·20	0·25
0·5	3500	2330	1750	1400
0·25	1750	1165	875	700
0·1	700	467	350	280

Bei den gegenwärtigen Maschinen liegt der Wert von c_1 zwischen 0.30 und 0.20, doch ist es zu erhoffen, daß besonders bei geringeren Geschwindigkeiten sich derselbe 0·10 noch mehr nähert, dessen Erreichung wir aber auf Grund unserer heutigen Kenntnisse des Luftwiderstandes nicht mehr erhoffen können. Der Wert von c_2 wird ein verschiedener sein, je nachdem wir den Aeroplan für lange oder für kurze Strecken einrichten wollen. Wie wir gesehen haben, können Strecken von 4—500 km zurückgelegt werden, ohne einen bedeutenden Teil des Tragvermögens für die Mitnahme des Brennstoffes zu verwenden. Praktisch kann das Gewicht des Brennstoffes höchstens ein Viertel des Gesamtgewichtes betragen, und so kann auf Grund der Ökonomieverhältnisse der heutigen Schrauben und Motoren die mit den Aeroplanen ökonomisch erreichbare Distanz mit beiläufig 1500 km veranschlagt werden.

Nehmen wir jedoch an, daß es uns nach Art des Segelfluges der Seevögel gelingen sollte, die Geschwindigkeitsdifferenzen des Luftozeans auszunützen, so würde sich die Flugdistanz natürlich in hohem Maße steigern.

Die Flughöhe und die damit verbundene Änderung des Luftdruckes beeinflußt den Betrieb der Aeroplane in weit höherem Maße, als dies heute allgemein angenommen wird. Da die Leistung des Motors proportional der angesaugten Luftmenge ist, so wird die Leistung mit abnehmendem Druck geringer werden, und beträgt diese Abnahme bei einer Flughöhe von 4—5000 Metern schon beiläufig 50 %. Da aber auch das Hubvermögen der Flächen proportional der Dichte ist, so muß die Abnahme des Hubvermögens durch Vergrößerung des Neigungswinkels, also auch der Zugkraft ausgeglichen werden. Da aber nun die Zugkraft des Motors unter die normale gefallen ist, so werden die hierdurch entstandenen Differenzen schon in verhältnismäßig geringer Höhe fühlbar, ja es werden Aeroplane, die mit geringem Kraftüberschuß arbeiten, schon durch die normalen Druckveränderungen der Athmosphäre merklich beeinflußt.

Das Problem des vertikalen Aufstieges.

Der Schraubenflieger.

Der Aeroplan, wie wir ihn im Vorhergehenden kennen gelernt haben, entspricht, was die erreichbare Geschwindigkeit, die Einfachheit, Billigkeit, Betriebssicherheit und Ökonomie anbelangt, den uns von der vollkommenen Flugmaschine gemachten Begriffen. Nur Aufstieg und Abstieg sind beim Aeroplan schwierig und unvollkommen. Die gegenwärtigen Aeroplane laufen vor dem Auffluge 50—100 Meter auf der Erde, das heißt, sie benötigen eine 2—300 Meter lange, hindernislose und ebene Fläche, ebenso auch beim Abstiege. Eine Steigerung der Geschwindigkeit gestaltet die Verhältnisse nur noch ungünstiger.

Es würde daher einen großen Fortschritt der Flugmaschinentechnik bedeuten, wenn es gelingen sollte, das Problem des vertikalen Auffluges, und damit zugleich das des Schwebens auf einer Stelle mit einfachen Mitteln zu lösen.

Am zweckentsprechendsten geschieht das durch Anwendung von vertikalen Schrauben. Die Tabelle (S. 54) zeigt, daß dies vom Standpunkte der nötigen Arbeit recht gut möglich ist; wir finden dort, daß z. B. beim Breguet'schen Schraubenflieger auf eine Pferdekraft 22 kg Hebekraft entfallen. Bei tatsächlichen Schraubenfliegern wird dieses Verhältnis kein so günstiges sein, da so große Hubkraft gebende Schrauben groß und schwerfällig sind, ihre Anwendung daher aus konstruktiven Gründen sich nicht empfiehlt. Außerdem wurden diese Versuche in der Nähe des Erdbodens, in 2—3 Meter Höhe gemacht, wo das Hubvermögen der Schraube jedenfalls ein größeres ist als in der Höhe.

Bei Cornu ist das auf eine Pferdestärke entfallende Hubvermögen zehn Kilogramm. Hier sind Gewicht und Dimensionen (6 m Durchmesser) der Schrauben viel annehmbarer und handelt es sich hier um einen wirklichen, mit Stabilisations- und Fallverminderungsflächen versehenen Helicopter, mit welchem es nicht nur gelang sich vom Erdboden zu erheben, sondern auch einen eine halbe Minute dauernden Kreisflug zu vollenden[1]).

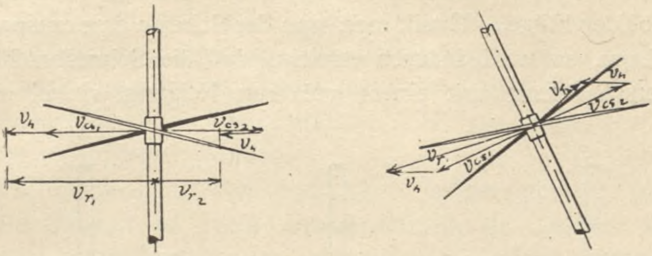
Die bisherigen Versuche haben ergeben, daß bei praktisch brauchbaren Schraubenfliegern die Größe der Schraube, also das auf eine Pferdekraft entfallende Hubvermögen noch geringer genommen werden muß. Die Sache steht ähnlich wie beim Aeroplan, wo, obgleich für eine Person 15, ja 10 HP genügen würden, doch unter 25—30 HP kein brauchbarer Apparat hergestellt werden konnte.

Bei der Konstruktion der Hubschrauben ergibt sich, falls wir die Forderung eines großen spezifischen Hubvermögens fallen lassen, und zentrifugal versteifte, mit großer Umlaufzahl arbeitende, den Triebschrauben ähnliche Schrauben verwenden, keine besondere Komplikation. Eine große Umfangsgeschwindigkeit ist eine unerläßliche Eigenschaft der Hubschrauben. Besitzt der Schraubenflieger nämlich schon eine horizontale Geschwindigkeit, so vergrößert die Fahrgeschwindigkeit die relative Geschwindigkeit der Luft, und somit auch die Hubkraft in den sich vorwärtsbewegenden Schraubenflügeln; um dieselbe hingegen in den sich rückwärts bewegenden Schraubenflügeln zu vermindern, wodurch eine sich fortwährend ändernde Inanspruchnahme der Schraubenflügel entsteht. Bei großer Umfangsgeschwindigkeit wird nun dieser Einfluß der Fahrtgeschwindigkeit verhältnismäßig klein ausfallen, und kann durch eine elastische, etwa gelenkige Lagerung unschädlich gemacht werden.

Die horizontale Geschwindigkeit macht also die Belastung der Schraubenflügel zu einer ungleichmäßigen, auf die Art, daß die Vergrößerung der Hubkraft auf dem einen Flügel eine größere ist als die Verminderung auf dem anderen. Die gesamte Hubkraft ist also vergrößert, doch da der Neigungswinkel konstant ist, so wird auch die Triebkraft vergrößert werden müssen. Um also in der Horizontalen bleiben zu können, verringern wir die Hubkraft, dadurch, daß wir der Schraubenwelle eine geneigte Lage geben. Dadurch gewinnen wir auch auf die einfachste Art eine Propulsionskraft.

[1]) Siehe HP, Fachzeitung für Automobilismus, Nummer vom 15. Juli.

Untenstehende Figur zeigt diese Verhältnisse:



Figur 35.

In dieser Figur bedeutet v_{cs} die normale Umfangsgeschwindigkeit der Schraube, v_{r_1} und v_{r_2}' die durch die Fahrtgeschwindigkeit hervorgebrachte resultierende Geschwindigkeit. Die Verschiedenheit von v_{r_1} und v_{r_2}' ist aus der Figur gut ersichtlich. v_{r0} und $v_{r_1 0}$ hingegen zeigen die resultierende Geschwindigkeit bei vertikaler Welle und gegebener Fahrgeschwindigkeit. Wenn wir im gegebenen Falle die resultierenden Geschwindigkeiten nach Richtung und Größe konstruieren,[1]) so finden wir, daß diese schon bei verhältnismäßig geringer Neigung der Welle nicht mehr groß genug sind, um eine genügend große Reaktion zum Schwebendhalten des Gewichtes Q zu erzeugen. Die Schraube geht also bis zu einem gewissen Grade leer, und steigt demnach ihre Umlaufszahl so lange, bis sie die vom Motor bedingte Geschwindigkeit erreicht. Demnach kann die Neigung der Schraube nur eine sehr geringe sein, es ist also nicht möglich, eine genügende Zugkraft, und dadurch eine größere horizontale Geschwindigkeit zu entfalten.

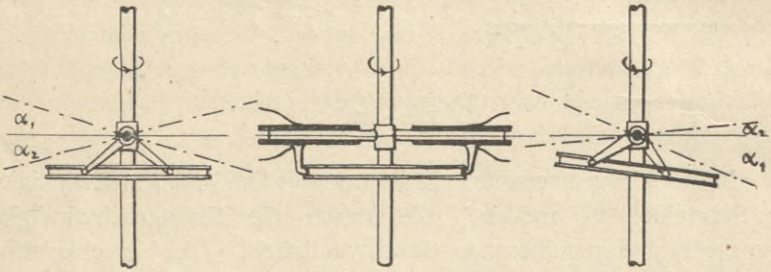
Zur Erreichung einer entsprechend großen Zugkraft werden wir also entweder eine besondere Triebschraube anwenden müssen, oder wir werden den Neigungswinkel der Hubschrauben auf angemessene Art verändern.

Horizontale Triebschrauben kommen bei den Schraubenfliegern von Bertin, Howard Wright, Hubert Vuitton zur Anwendung. Versuchergebnisse stehen noch nicht zur Verfügung.

Eine sehr geistreiche Art der Veränderung des Neigungswinkels verwendet Cornu bei seinem schon erwähnten Schraubenflieger. Hier ist jeder einzelne Schraubenflügel durch die Arme k verdrehbar, welche Arme vermittelst einer entsprechenden An-

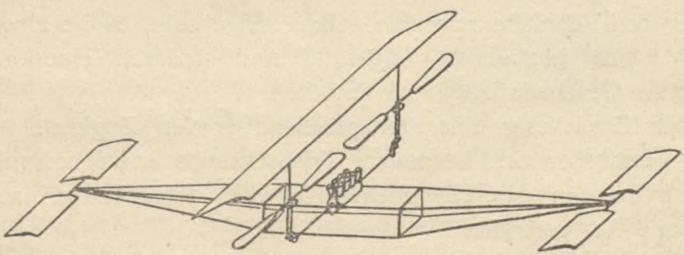
[1] Jarolinek: Zeitschrift d. österreichischen Ing.- u. Arch.-Vereines 1894.

ordnung auf der Kreisschreibe o geführt werden. Ein Heben oder Senken der Scheibe veranlaßt eine gleiche Änderung des Neigungswinkels beider Flügel. Erteilt man nun der Scheibe eine entsprechend schiefe Lage, so wird dadurch erreicht, daß die Schraubenflügel in der einen Richtung mit einem größeren Neigungswinkel arbeiten



Figur 36.

als in der entgegengesetzten Richtung. Man erreicht damit, daß durch die Verringerung des Neigungswinkels des sich vorwärts bewegenden Schraubenflügels, und durch die Vergrößerung des Neigungswinkels des anderen Flügels die Reaktion auf beiden Flügeln dieselbe ist. Da aber der Neigungswinkel des sich rückwärts bewegenden Flügels größer ist, so wird auch der nach hinten



Figur 37.

gerichtete Teil der Drehkraft größer sein. Es tritt dadurch eine horizontale Zugkraft auf. Der eine Flügel einer solchen Schraube wirkt also wie ein Ruder, der andere wie ein Aeroplan. Wenn es gelingen sollte, dieser Vorrichtung eine auch praktisch brauchbare Form zu geben, so ist sie berufen, eine bedeutende Rolle in der Technik der Schraubenflieger zu spielen.

Der Schraubenflieger von Cornu besitzt außer den Schrauben noch eine Aeroplanfläche von 12 Meter Spannweite und 1 Meter Breite, und vorne und hinten je eine Steuerfläche. Bestimmung der Aeroplanfläche ist einesteils die Verhinderung von Unfällen im Falle eines Versagens des Motors, dann aber will Cornu bei größeren Fahrgeschwindigkeiten den größten Teil des Gewichtes mittels derselben schwebend erhalten.

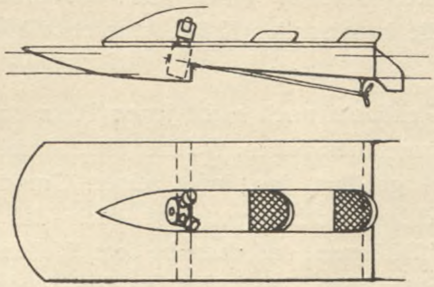
Die Anwendung von dergleichen fallbremsenden Flächen bei Schraubenfliegern ist recht unsympathisch, da dieselbe unbedingt mit einer Vergrößerung von Gewicht und Umfang verbunden ist, und außerdem einen schädlichen Widerstand in der Flugrichtung zur Folge hat. Sie ist übrigens garnicht unbedingt nötig, da bei zweckmäßiger Konstruktion die Schraube selber genügende Sicherheit gegen einen schnellen Sturz bietet. Geben wir nämlich der Schraube kein all zu geringes Gewicht, und lassen wir sie mit einer peripherischen Geschwindigkeit von 100—200 Metern umlaufen, so wird die in derselben aufgehäufte Drehungsenergie so groß sein, daß die Schraube beim Versagen des Motors noch durch mehrere Sekunden die volle Arbeit des Motors leisten wird. Die Annahme, daß der Schraubenflieger bei einem Versagen des Motors sofort zu Sturz kommen wird, ist also im allgemeinen unrichtig. Dazu kommt noch, daß beim Sinken die Fallgeschwindigkeit selbst einen Auftrieb erzeugt. Ist z. B. die Steiggeschwindigkeit der Schraube 12 Meter, was beiläufig den praktischen Schraubenfliegern entspricht, und wir sinken mit der nicht mehr gefährlichen Geschwindigkeit von 6 Metern, so muß die Schraube sich nur mehr mit einer Steiggeschwindigkeit von 12—6 = 6 Metern drehen, und wird dementsprechend auch die Bremsarbeit nur mehr beiläufig die Hälfte sein. Ist der Neigungswinkel der Schraubenflügel noch dazu verstellbar, so kann man denselben der geringeren Umlaufszahl entsprechend einstellen, und dadurch aus normalen Höhen (10—15 Meter) ohne Gefahr den Erdboden erreichen.

Der Schwingenflieger.

Die Lösung des Problemes des senkrechten Aufstieges bezwecken auch die Versuche mit den den Vogelflug nachahmenden Flugmachinen, den Schwingenfliegern, Ornithoptern. Unter den zahlreichen einschlägigen Versuchen sind verläßliche Daten nur über einige wenige davon bekannt geworden. So hält der Schwingenflieger von Wallin z. B. 60 kg mittels 4 Pferdestärken in Schwebe. Es entfällt daher auf jede Pferdestärke eine Hubkraft von 15 kg, was zwar ziemlich bedeutend ist, jedoch noch immer hinter den mit großen Hubschrauben erhaltenen Resultaten zurücksteht (Bréguet 22 kg pro Pferdekraft). Die Annahme, daß die Hubökonomie dieser Apparate eine sehr große sei, ist daher durch die Praxis noch nicht erwiesen, wie dies nach theoretischen Erwägungen auch nicht zu erhoffen ist. Die Flügel leisten nämlich nur bei der Abwärtsbewegung eine nützliche Arbeit, während die schädlichen Reibungswiderstände auch bei der Aufwärtsbewegung auftreten, der Wirkungsgrad des Vorganges ist also ein schlechterer, als der von nur in einer Richtung wirkenden Flächen. In konstruktiver Hinsicht ist die Kupplung der mit zeitlichen Unterbrechungen und infolge der schwingenden Bewegung mit großen Kraftveränderungen arbeitenden Maschinenelemente mit den mit konstanten Drehmomenten wirkenden Explosionsmotoren mit bedeutenden Schwierigkeiten verbunden. Technisch annehmbar gestaltet sich diese Konstruktion erst dann, wenn wir statt der Rotationsmotoren schwungradlose Explosionsmotoren anwenden und diese mit den Flügelflächen direkt verbinden. In diesem Falle sind die durch die Schwingung der Flügel entstehenden Stöße nicht mehr schädlich, da sie zur Kompression des Explosionsgemisches nutzbar gemacht werden. In Anbetracht der außergewöhnlichen Einfachheit dieser Konstruktion scheint es nicht ausgeschlossen, daß es einmal gelingen wird, auf diese Art etwas praktisch brauchbares zu erreichen.

Gleitboote (Hydroplane).

Im Vorhergehenden, bei der Besprechung des Luftwiderstandes, bei der Frage des geringsten Widerstandes, des weiteren bei der Untersuchung des Wirkungsgrades der Schrauben haben wir auch die beim Wasser auftretenden Erscheinungen in den Rahmen unserer Betrachtung gezogen. Im allgemeinen haben wir gesehen, daß die Verhältnisse beim Wasser günstigere sind als bei der Luft. Wir können daraus folgern, daß sich bei den ebenfalls dynamisch schwebend erhaltenen Wasserfahrzeugen, den Gleitbooten (Hydroplanen), was Arbeitserfordernis und Geschwindigkeit anbetrifft, bessere Resultate als bei den Aeroplanen ergeben werden. Die erste Hälfte dieser Folgerung findet denn auch tatsächlich ihre Bestätigung in der Praxis, indem ein mit zwei Insassen beiläufig 500 Kilogramm wiegendes Gleitboot (Ricochet 16) bei einer Geschwindigkeit von 40—50 Stundenkilometern nur 12—16 Pferdekräfte benötigt, während wir bei einem Aeroplan unter gleichen Umständen beiläufig das Doppelte rechnen müssen.



Figur 38.

In betreff der Geschwindigkeit bleibt jedoch das Gleitboot hinter dem Aeroplan zurück, was seinen Grund hauptsächlich in dem Umstand findet, daß der Wirkungsgrad der Wasserpropeller bei einer Geschwindigkeit von mehr als 50 Kilometern in der Stunde infolge der auftretenden Kavitation ein äußerst schlechter wird. Dies ist, freilich um den Preis einer komplizierteren Konstruktion, bei den durch Luftschrauben getriebenen Gleitbooten vermieden, mit welchen es tatsächlich gelungen ist, bedeutend größere Geschwindigkeiten zu erreichen (Crocco Riccaldoni: 70 Kilometer).

Das Prinzip des Gleitbootes erklärt sich am besten vermittelst der in Fig. 38 dargestellten Zeichnung des Typus „Ricochet“. In ruhendem Zustande sinkt das Boot dem statischen Auftrieb entsprechend ziemlich tief in das Wasser, beginnt jedoch schon bei den kleinen Anfangsgeschwindigkeiten infolge der auf den jetzt noch unter dem Wasserspiegel befindlichen großen Flächen auftretenden Reaktionen sich daraus empor zu heben. Da sich infolgedessen der Widerstand der im Wasser befindlichen Flächen verringert, so steigt die Geschwindigkeit immer mehr, bis endlich der Hydroplan bei der maximalen Geschwindigkeit nur mehr auf den bezeichneten schmalen Flächen gleitet. Was wir bei den Aeroplanen als wünschenswert gefunden, nämlich die der steigenden Geschwindigkeit entsprechende Verkleinerung der Tragfläche, wird also hier automatisch erreicht.

Die Steuerung der Hydroplane kann vermittelst eines Steuerruders geschehen, kann aber bei kleineren Booten auch einfach dadurch erreicht werden, daß der Lenker sich auf jene Seite neigt, nach welcher er wenden will. Es wird, da der Bootskörper auf dieser Seite tiefer tauchen wird, hier ein größerer Widerstand auftreten, und die hemmenden Kräfte werden die Wendung hervorbringen.

Daß die Gleitboote noch nicht jenen Platz unter den Wasserfahrzeugen eingenommen haben, welcher ihnen infolge ihres geringen Kraftbedürfnisses gebührt, das findet seinen Grund in der geringen Seetüchtigkeit dieser Schiffstype. Ist doch das Haupterfordernis eines guten Schiffskörpers, daß derselbe dem Wellenschlage möglichst wenig Stützpunkte biete. Auf den großen, ebenen Flächen des Ricochet Typus gelangen hingegen schon die verhältnismäßig kleinen Wellen des Binnengewässers zur Geltung. Dies hat zur Folge, daß die Fahrt auf einem solchen Boote infolge der fortwährenden Erschütterungen recht unangenehm ist, dann aber auch daß das Schiff infolge der fortwährenden Stöße nicht seine ganze Geschwindigkeit entwickeln kann. Diese sog. Stoßarbeit macht auch den größten Teil des bei den Automobilen auftretenden Arbeitsverlustes aus, während man bei den Aeroplanen natürlich nicht damit zu rechnen braucht. Die Vermeidung dieser Verluste bezwecken die Bestrebungen jener Konstrukteure, welche an großen, seetüchtigen, normalen Schiffsrumpfen Hydroplanflächen ausbauen. Derartige Lösungen zeigen die Schiffsformen von Korvin und Thornycroft.[1]) Letzterer hat den im allgemeinen normal gebildeten Schiffsrumpf noch mit besonderen Hydroplanflächen versehen, so daß das Fahrzeug bei geringen Geschwindigkeiten wie ein gewöhnliches Schiff, bei größeren Geschwindigkeiten aber wie ein Hydroplan arbeitet.

---

[1]) Engineering 1909.

Flugmotoren.

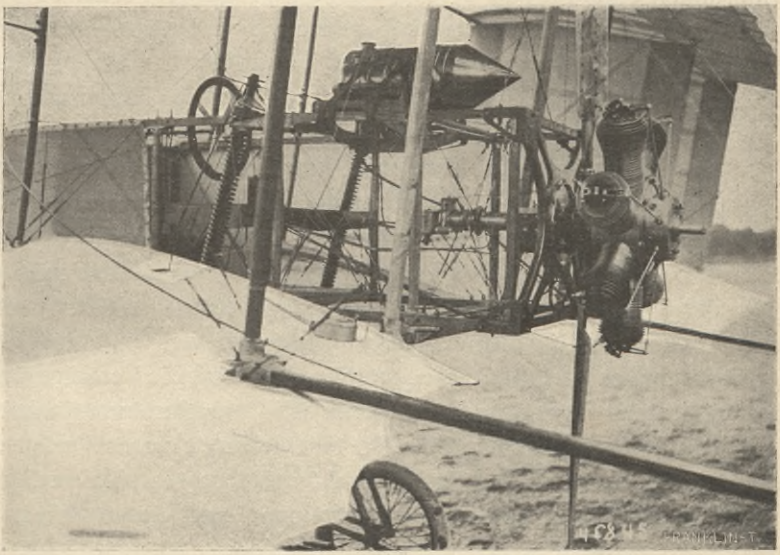
Die Frage der Motoren ist eine der wichtigsten der Flugmaschinentechnik. Die leichten Motoren haben das Fliegen überhaupt möglich gemacht, und die weitere Entwicklung ist größtenteils von der Vervollkommnung der Motoren abhängig. Eine Vervollkommnung ist vom Standpunkte der weiteren Verringerung des Gewichtes, wie von der Erhöhung der Verläßlichkeit notwendig. Diese zwei Eigenschaften stehen sich bis zu einem gewissen Grade entgegen, und heute müssen wir noch der einen zulieb der anderen entsagen. So wiegen z. B. die Antoinette-Motoren mit ihrer Dampfkühlung und der direkten Einspritzung des Benzins 1 • 3 — 1 • 5 Kilogramm pro Pferdestärke, sind jedoch in dieser Form zu einem dauernden Betrieb nicht geeignet. Der Wright-Motor wiegt hingegen 3 • 5 Kilogramm pro Pferdestärke, ist aber vollkommen verläßlich. Die weitere Vervollkommnung liegt darin, diese Gegensätze in Übereinstimmung zu bringen.

Die Flugmotoren müssen unter viel schwereren Bedingungen arbeiten, als die Automobilmotoren. Während nämlich dort bei normalen Straßenverhältnissen der Motor durchschnittlich nur bis zur Hälfte seiner maximalen Leistungsfähigkeit in Anspruch genommen wird, muß hingegen der Flugmotor bei seinem geringen Gewicht, also unter sehr ungünstigen Kühl- und Schmierverhältnissen stundenlang unter maximaler Belastung arbeiten. Die Verhältnisse sind im allgemeinen denen der Bootsmotoren gleich, doch ist bei diesen die Gewichtsfrage ziemlich nebensächlich, außer es handelt sich um ausgesprochene Rennboote.

Unser Ziel ist also die Verringerung des auf die Pferdekraft entfallenden, spezifischen Motorgewichtes, ohne eine Beeinträchtigung der Verläßlichkeit. Das ist durch Verminderung des Gewichtes des gewöhnlichen Automobilmotors möglich, die durch Verwendung von Zylindern und Kurbelgehäusen von kleinerer Wanddicke, und durch Anwendung von Blechkühlmänteln und besonderen Materialien erreichbar ist. Es ist von Vorteil, den Gußstücken eine derartige Form zu geben, daß ihre Wanddicke durch Bearbeitung auf den Arbeitsmaschinen beliebig verringert werden kann. So kann z. B. dadurch, daß man die Ventile in den Zylinderdeckel verlegt, das Äußere des Zylinders auf der Drehbank bearbeitet werden, wodurch eine bedeutende Gewichtsersparnis erreicht werden kann (Esnault-Pelterie, Gnôme). Sehr zweckmäßig ist in vielen Fällen die Anwendung autogener Schweißungen.

Eine weitere Gewichtsverminderung kann durch eine entsprechende Anordnung der Zylinder erreicht werden. So ist z. B. bei den V-Motoren das Kurbelgehäuse und die Welle doppelt ausgenutzt. Wenn wir auf diesem Wege weiter gehend das Kurbelgehäuse ringsum mit Zylindern umgeben, so bekommen wir die Sternmotoren. Liegt die Welle dieser Motoren horizontal, so erhalten die unten liegenden Zylinder zu viel Öl, darum wendet man entweder vertikale Wellen an (Farcot, Bayard Clément), oder man läßt die Zylinder selbst rotieren, in welchem Falle die Ölung eine gleichmäßige sein wird (Gnôme). Diese mit rotierenden Zylindern versehenen Motoren bieten viele Vorzüge. Sie benötigen nur ein sehr kleines Kurbelgehäuse und eine nur einmal gebogene Welle, während bei den übrigen Motoren, um eine genügende Ausbalanzierung zu erreichen, wenigstens zwei zum 180^0 verdrehte Kurbeln verwendet werden müssen. Beim Gnome-Motor gelangt das Gasgemisch durch die hohle Welle, durch das Kurbelgehäuse und durch die im Kolben befindlichen Saugventile in den Zylinder, was ein weiteres Gewichtsersparnis bedeutet, obwohl die in den Kolben verlegten Saugventile auf den ersten Anblick befremden. Sämtliche bisher erwähnten Methoden erreichen ein Gewichtsersparnis, ohne der Verläßlichkeit Abbruch zu tun, und erhöhen schlimmstenfalls nur den Preis der Motoren. Die Gewichtsverminderung ist aber mit ernsten Nachteilen verbunden, wenn sie durch den Fortfall wichtiger Bestandteile, wie Vergaser, Schmiervorrichtung etc. angestrebt wird. Der Benzinverbrauch der Antoinette-Motoren steigt z. B. durch das Weglassen des Vergasers auf das Anderthalbmale des Normalen. Der größte Unfug wird der Gewichtsverringerung halber mit der Anwendung der Luftkühlung getrieben. Während nämlich bei luftgekühlten Automobil- und Fahrradmotoren auf einen Zylinder maximale 4 — 4 · 5 Pferdestärken entfallen, steigt dieses Verhältnis bei Flugmaschinenmotoren oft auf 15 Pferdestärken per Zylinder (Anzani). Es findet dies seine Erklärung in den energischeren Kühlungsverhältnissen, wie dies darum bei Verwendung von besonderen Ventilatoren oder rotierenden Motoren auch ganz annehmbar ist. So hat z. B. der Gnôme-Motor beim Wettfliegen zu

Reims im Farmannschen Aeroplan mit einer Leistung von 7 Pferdestärken per Zylinder drei Stunden lang anstandslos gearbeitet, was zu großen Hoffnungen für diesen Motortypus berechtigt.



Figur 39.

In den Voisin-Biplan eingebauter Gnôme-Motor.

Eine weitere Art der Vermehrung der spezifischen Leistung wäre die Vergrößerung der Tourenzahl. Nach den bei Automobilmotoren gemachten Erfahrungen wären eine Tourenzahl von beiläufig 2000 – 2500 jene, bei welcher die in den Kolben auftretenden Massenwirkungen noch eine zulässige Größe haben, doch sind in diesem Falle die Ventile nicht mehr imstande, eine genügend große Menge des Gasgemisches in die Zylinder zu lassen, und es treten Störungen in der Bildung des Gemisches und in der Zündung auf. Es ist hier eine weitere Vervollkommnung zu erwarten durch Anwendung von rotierenden Schiebern statt der Ventile (Anzani), welche ohne Stoß arbeiten und große Durchflußquerschnitte darbieten, des weiteren durch eine möglichst vollkommene Durchführung der Gemischbildung und der Zündung mittelst Anwendung von besonderen Mischvorrichtungen und mehrfacher Zündung.

Dies sind die wahrscheinlichen Verbesserungsmöglichkeiten, so lange es sich um Viertaktmotoren handelt. Wendet man Zweitaktmotoren an, so erhält man theoretisch mit der gleichen Umlaufszahl eine doppelte Arbeitsleistung. Doch hat sich aus den bisherigen Erfahrungen ergeben, daß der hieraus entspringende Vorteil dadurch aufgewogen wird, daß der Motor infolge der notwendigen Ausgestaltung der Luftpumpe schwerer wird und daß es wegen der kurzen Dauer der Füllperiode nicht möglich ist, eine gleich große Tourenzahl wie mit den Viertaktmotoren zu erreichen.

Die größtmöglichste Erhöhung der Tourenzahl würde durch Anwendung von Gas- resp. Benzinturbinen erreichbar sein. Über die praktische Möglichkeit der Gasturbine gehen die Ansichten heute noch sehr auseinander. Die Lösung wäre auf zwei Arten möglich. Nach der einen Art müßte die Luft unter einen verhältnißmäßig hohen Druck (6—10 Atmosphären) gebracht werden, und nach Verbrennung des Benzins in der komprimierten Luft die Verbrennungsgase unter konstantem Druck in einen den Dampfturbinen ähnlichen Turbinenapparat geleitet werden. Die Schwierigkeit dieses Verfahrens besteht darin, daß wir über keine Zentrifugalkompressoren verfügen, welche die Luft mit genügender Oekonomie auf diesen Druck zu bringen imstande wären. Kolbenkompressoren kommen natürlich hier nicht in Frage. Daß diese Turbinen an und für sich möglich sind, beweist die von Barbezat konstruierte, mit Druckluft gespeiste Petroleumtorpedoturbine[1]). Die andere Art wäre, die Explosionskammern unter ganz geringem Druck mit dem Gasgemisch zu füllen, und dieses vermittelst des elektrischen Funkens zu entzünden und in das Turbinensystem hinein explodieren zu lassen.

Was den schon (S. 50 u. 70) erwähnten schwungradlosen Explosionsmotor betrifft, so ist ein solcher vom Verfasser konstruiert worden. Dieser Motor, der ursprünglich für Gesteinbohrzwecke bestimmt war, hatte 51 mm Bohrung und 240 mm maximalen Hub, arbeitete nach einem doppelten Southall-Cyclus, und lief mit 210 bis 240 Doppelhuben per Minute. Nähere Konstruktionsdetails und Versuchsergebnisse sollen in einer demnächst erscheinenden Broschüre publiziert werden.

[1]) Zeitschrift des gesamten Turbinenwesens 1909.

Aeromotoren.

HP	Typen	Zylinder	Bohrung	Hub	N per Minute	Gewicht	HP an der Brause	Gewicht pro HP	Kühlung
20	Antoinette	8	80	80	1400	42	32	1·3	Wasserkühlung
50	„	8	110	105	1100	95	60	1·6	
50	„	16	80	80	1400	75	64	1·2	
100	„	16	110	105	1100	120	120	1	
50	Clément-Bayard	7	100	115	1200	70	43	1·6	
32	Wright	4	108	110	1200	80	24	2·8	
80	Gobron	8	120	200	1400	160	72	2·2	
20	R. E. P.	5	85	95	1600	54	22	2·4	Rippen-Luftkühlung
30	„	7	85	95	1600	68	31	2·2	
50	Anzani	3	135	150	1200	108	34	3·2	
30	Buchet	6	80	80	1800	50	24	2·1	
45	Renault	8	90	120	1500	145	40	3·6	Ventilatoren-Luftkühlung
75	Farcot	8	105	120	1200	110	55	2·6	
50	Gnôme	7	110	120	1200	75	52	1·4	

Bemerkungen: Antoinette: V-förmig, ungesteuerte Saugventile, Spritzvergasung, Dampfkühlung. — Clément-Bayard: horizontaler Sternmotor mit gesteuerten Ventilen. — Wright: normaler Motor, gesteuerte Ventile. — Gobron: X-Typus, 16 Kolben, gesteuerte Ventile. — Esnault-P.: Halbstern, kombinierte Ventile. — Anzani: automatische Ventile. — Renault: geschlossener Ventilator. — Farcot: horizontaler Stern, offener Ventilator. — Gnôme: umlaufende Zylinder, Saugventil im Kolben.

Anhang.

Experimentelle Daten über Oberflächenreibung [1]).

Die Oberflächenreibung ist einer der Grundfaktoren der Flugtechnik und ist die Bestimmung der Größe derselben vom Standpunkte der rationellen Dimensionierung der Tragflächen von eminenter Bedeutung.

[1]) Nachtrag zu Kapitel: Innere und Oberflächenreibung.

Die Oberflächenreibung kann, da sie ebenfalls proportional dem Quadrate der Geschwindigkeit ist [2]), durch die Bruchteile des Widerstandes einer gleich großen, die gleiche Geschwindigkeit besitzenden, sich rechtwinklig zur Flugrichtung bewegenden Fläche ausgedrückt werden: $S = \zeta P_{90^0} = \zeta cFv^2$.

Nach Maxim, Langley, Maxwell ist der Wert der Oberflächenreibung sehr klein, beiläufig $\frac{1}{5000}$tel des rechtwinkligen Widerstandes; $\zeta = 0 \cdot 0002$. Lanchester indessen gibt auf Grund seiner Versuche bedeutend größere Werte für die Oberflächenreibung an. Bei kleinen Flächen (5 – 50 cm²) und geringen Geschwindigkeiten (3—5 m) ist $\zeta = 0 \cdot 02 - 0 \cdot 025$. Bei größeren Flächen (10—20 dm²) und Geschwindigkeiten von 6—10 Metern $0 \cdot 01 - 0 \cdot 015$. Diese Angaben beziehen sich auf beiderseits von Luft bestrichenen Flächen; ist die Fläche nun einerseits der Luft ausgesetzt, so ist für ζ die Hälfte des angegebenen Wertes zu berechnen.

Für die im Wasser auftretende Reibung bieten das größte Interesse die von Froude mitgeteilten Versuche, welche sich auf die Reibungswiderstände von Schiffsrumpfen beziehen. Nach ihm ist $S = pFfv^{h}_{m}$, wo f und m Versuchsfaktoren, deren Werte je nach der Größe der Oberfläche und der Glätte derselben sich ändern.

Bei Versuchsmodellen aus Paraffin ist $m = 1 \cdot 94$ und f je nach der Länge des Schiffes $0 \cdot 214$ ($l = 0 \cdot 6$ m) bis 0.152 ($l = 6$ m). Bei normalen Schiffsrumpfen ist $f = 0 \cdot 22$ ($l = 5$ m, rauhe Oberfläche) bis $0 \cdot 15$ ($l = 120$ m, glatt) und $m = 1 \cdot 9$ ($l = 5$ m, glatt) bis $1 \cdot 82$ ($l = 120$ m, glatt), $m = 1 \cdot 86$ ($l = 5$, rauh) bis $1 \cdot 843$ ($l = 120$, rauh).

Hier sei noch der Gleichung von Woltman-Dupuy gedacht, welche sich auf die in Röhren auftretenden Widerstände bezieht: $S = p \alpha c n^n$; ihr Wert ist hier gleich 2; $\alpha = 0 \cdot 386$. Sie stimmt bei kleinen und glatten Oberflächen mit der Gleichung von Froude überein.

---

[2]) Beim Wasser ist die Reibung proportional einer kleineren als der zweiten Potenz der Geschwindigkeit. Daß dieses Verhältnis auch bei der Luft besteht, dafür sprechen verschiedene Gründe, z. B. daß der Wert von ζ sich bei steigender Geschwindigkeit verringert.

Inhaltsverzeichnis.

Druckfehler-Verzeichnis.

Seite	16	Zeile	10	von unten:	45^0	anstatt	$4 \cdot 5^0$
„	19	„	17	„ „	schnell	„	schmal
„	24	„	5	„ oben:	mkg	„	kg
„	24	„	4	„ unten:	der Schraube	„	des Motors
„	25	„	9 und 16	„ „	$A\ v_h{}^3$	„	$A\ v_h{}^2$
„	26	„	1	„ oben:	Lanchester	„	Lambertes
„	27	„	2, 3, 15, 19	„ „	$\zeta c F v^2$	„	$\zeta \alpha F v^2$
„	28	„	11	„ unten:	$\zeta c F v^2$	„	$\zeta \alpha F v^2$
„	30	„	3	„ oben:	$Q (1 + \sin^2 \alpha)$	„	$Q \cdot 1 + \sin \alpha$
„	32	„	4	„ unten:	Phugoid	„	Thugvid