

# Luftfahrt.

Von Diplom-Ingenieur P. Reiniger, Berlin.

## Einleitung.

Das erste Jahrzehnt des 20. Jahrhunderts ist für die Entwicklung der Luftfahrt von außerordentlicher Bedeutung gewesen. Sowohl auf dem Gebiete der Luftschiffahrt (*Aërostatik*) wie auf dem Gebiete des Flugwesens (*Aërodynamik*) sind Erfolge errungen worden, die zu Ende des 19. Jahrhunderts niemand für möglich gehalten hätte. Das Problem der statischen wie der dynamischen Luftfahrt muß, wenn man vom motorlosen menschlichen Kunstflug absieht, als gelöst gelten. Was noch übrigbleibt, sind technische Vervollkommnungen, an deren Durchführung nicht zu zweifeln ist. Schon heute besitzen wir Luftschiffe und Flugzeuge, die allen nach verhältnismäßig so kurzer Entwicklungszeit billigerweise an sie zu stellenden Anforderungen gewachsen sind.

Der erste bedeutungsvolle Schritt auf dem Gebiete der Luftschiffahrt war die Erfindung des Luftballons durch die Gebrüder Montgolfier, die am 5. Juni 1783 einen größeren, mit warmer Luft gefüllten Ballon (*Montgolfiere*, Fig. 1226) öffentlich aufsteigen ließen. Wichtiger aber war noch für die Entwicklung der Luftschiffahrt die Erfindung des Physikers Charles, der für die Füllung eines Ballons anstatt der nur geringen Auftrieb besitzenden erwärmten Luft zum erstenmal Wasserstoff, das noch heute beste Füllgas, verwendete und gleichzeitig einen Ballon (*Charliere*, Fig. 1227) schuf, der bereits die Hauptorgane des modernen Freiballons, Ventil, Füllansatz, Netzhemd und Gondel, aufwies. — Der praktisch brauchbare Freiballon war erfunden; nun galt es, das neue Luftfahrzeug, das noch ein Spiel der Winde war, lenkbar zu machen. Die Haupterfordernisse hierfür erkannte bereits 1784 General Meusnier, der vorschlug, einem Ballon längliche Gestalt zu geben, zur Erhaltung der Prallform des Tragkörpers im Innern einen nach Maßgabe des Gasverlustes aufzublasenden Luftsack anzuordnen und durch von Menschenkraft anzutreibende Luftschrauben dem Fahrzeug die zur Steuerfähigkeit nötige Eigengeschwindigkeit zu verleihen.

Fast ein Jahrhundert lang scheiterten jedoch alle praktischen Versuche an der Unmöglichkeit, einen genügend starken und dabei leichten Motor zu beschaffen. Wohl vermochte Giffard,

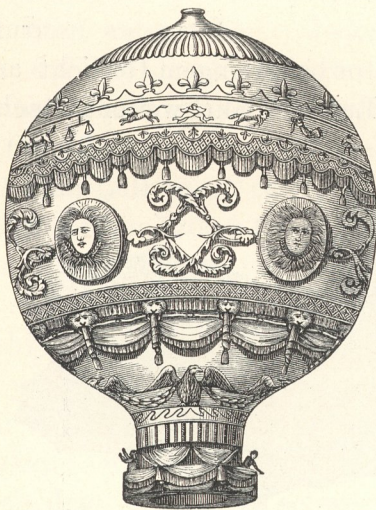


Fig. 1226. Montgolfiers Luftballon, 1783.

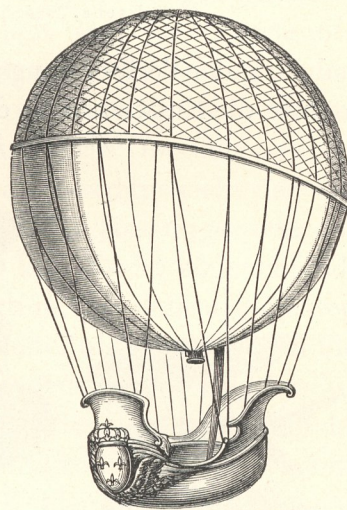


Fig. 1227. Ballon von Charles und Gebrüder Robert, 1783.

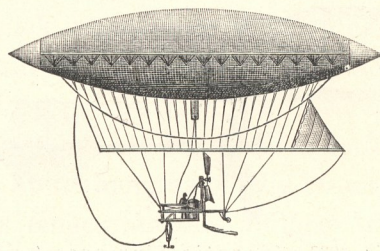


Fig. 1228. Giffards Luftschiff, 1852.



1852 mit seinem mit einer Dampfmaschine ausgerüsteten Luftschiff (Fig. 1228) Geschwindigkeiten bis zu 3 m in der Sekunde zu erreichen. Der Deutsche Hänlein, der eine durch das Ballonfüllgas gespeiste Gasmachine verwendete (Fig. 1229), kam schon auf ca. 5 m in der Sekunde, eine Geschwindigkeit, die auch die Gebrüder Tissandier 1883 mit ihrem durch einen Elektro-

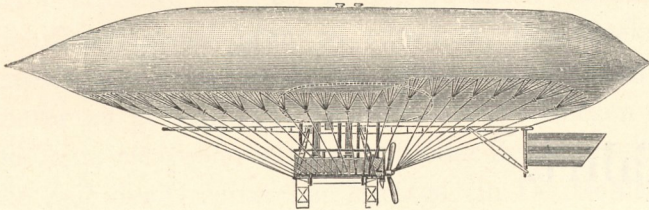


Fig. 1229. Hänleins Luftschiff, 1872.

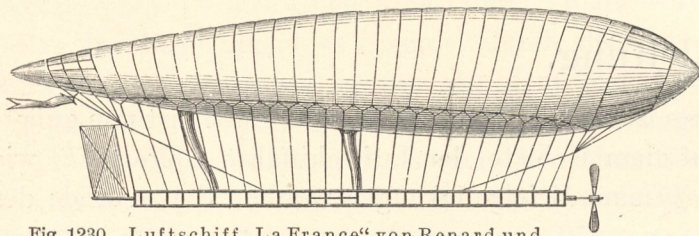


Fig. 1230. Luftschiff „La France“ von Renard und Krebs, 1884/85.

motor angetriebenen Luftschiff nicht zu übertreffen vermochten. Alle diese Luftfahrzeuge bewiesen bei ruhigem Wetter eine gewisse Lenkbarkeit, versagten aber schon bei geringen Windstärken; die Rückkehr zum Aufstiegsort vermochte keines zu vollbringen. Dies gelang erst 1884 den französischen Hauptleuten Renard und Krebs mit ihrem berühmten Luftschiff *La France* (Fig. 1230). Ein praktisch verwendbares Luftschiff war aber auch hiermit noch nicht geschaffen, da die erreichte Eigengeschwindigkeit von 6,2 m nur für geringe Windstärken ausreichte. Erst nachdem durch die Entwicklung der Automobil-

industrie der Verbrennungsmotor bei geringem Gewicht auf hohe Leistungsfähigkeit gebracht war, konnte die Entwicklung der Luftschiffahrt weiter fortschreiten und führte zu den großen Erfolgen

Zepplins und Parsevals in Deutschland und Lebaudys in Frankreich, die wohl als allgemein bekannt gelten können.

Während auf dem Gebiete der Luftschiffahrt das Ende des 18. Jahrhunderts mit der Erfindung des Luftballons den ersten großen Erfolg brachte, war es erst dem 20. Jahrhundert beschieden, den Beweis dafür zu erbringen, daß die Anhänger des Prinzips „schwerer als Luft“ nicht die Narren seien, für die man sie bis dahin meist gehalten hatte. Der Grundstein aber, auf dem die moderne

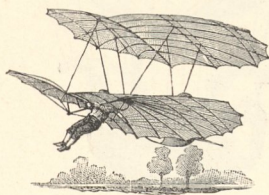


Fig. 1231. Lilienthals Flugapparat von vorn, 1896 (Landungsstellung).

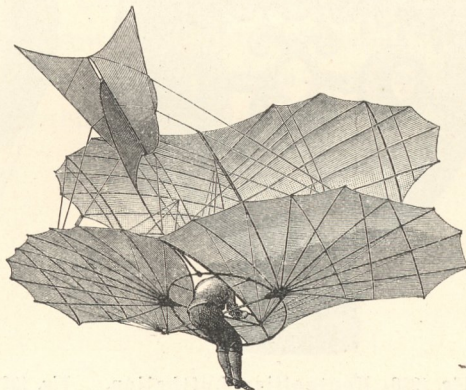


Fig. 1232. Lilienthals Flugapparat von hinten, 1896.

Flugtechnik sich aufbauen konnte, wurde bereits am Ende des 19. Jahrhunderts gelegt. Der Deutsche Otto Lilienthal, den man mit Recht den Vater des dynamischen Fluges nennt,

stellte mit seinem *Gleitflugzeug*, das zunächst als Eindecker, später als Zweidecker ausgebildet war (Fig. 1231 und 1232), 1890—96 zahlreiche Versuche an, die ihn die wichtigsten Gesetze des dynamischen Fluges erkennen ließen. Sein Hauptverdienst liegt darin, daß er seine Erfahrungen nicht wie andere Flugtechniker geheimnisvoll für sich behielt, sondern sie in seinem Werke „Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst“ der Öffentlichkeit mitteilte und so seinen Nachfolgern die Grundlagen gab, auf denen sie weiter bauen konnten. Ein tragisches

Geschick setzte dem Streben Lilienthals frühzeitig ein Ziel, da er 1896 bei einem Gleitflugversuch tödlich verunglückte. Seine Nachfolger Pilcher, Chanute (Fig. 1233), Herring, und nicht zuletzt die Gebrüder Wright, verdanken Lilienthal einen nicht geringen Teil ihrer Erfolge.

Von anderen Männern, die vorher und gleichzeitig auf anderem Wege demselben Ziele zustrebten und zur Aufklärung der vielen wichtigen Fragen der Flugtechnik beitrugen, sind zu

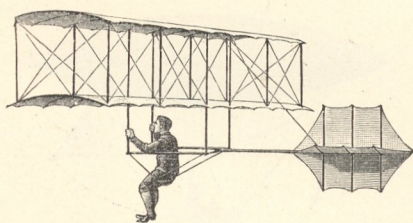


Fig. 1233. Chanutes Flugapparat mit zwei Flächen, 1898.



nennen die Engländer Henson, Wenham und Maxim, die Franzosen Pénaud, Tatin und Ader, der Österreicher Kreß, die Amerikaner Langley und Philipps und der deutsche Regierungsrat Hofmann.

## A. Luftschiffahrt.

### I. Grundbegriffe der Luftschiffahrt.

**Auftrieb.** Nach dem archimedischen Gesetz verliert ein in eine Flüssigkeit getauchter Körper so viel von seinem Gewicht, wie die von ihm verdrängte Flüssigkeitsmenge wiegt. Dieses Gesetz gilt auch für die Gase. Auf jeden in der Luft befindlichen Körper wirken also zwei Kräfte, die Schwerkraft, gleich dem Gewicht des Körpers im luftleeren Raume, nach unten, und der Auftrieb, gleich dem Gewicht der verdrängten Luftmenge, nach oben. Sind diese beiden Kräfte gleich groß, so ruht der Körper gewichtslos auf seiner Unterlage; ist der Auftrieb größer als die Schwerkraft, so wird der Körper aufsteigen, und zwar so lange, bis beide Kräfte wieder gleich sind. — Eigengewicht und Luftgewicht sind also die beiden für den Auftrieb eines Ballons maßgebenden Faktoren. Je geringer das erstere und je größer das letztere, um so größer ist die Differenz, der „freie Auftrieb“. Möglichst großes Volumen und möglichst geringes Gewicht sind die in erster Linie an einen Ballon zu stellenden Forderungen. Ein luftleerer Hohlkörper mit gewichtsloser Hülle würde diesen Bedingungen am besten entsprechen. Jedoch läßt sich das sogenannte *Vakuumluftschiff* nicht ausführen, denn der Luftdruck beträgt auf 1 qcm Fläche rund 1 kg. Auf 1 qm Hüllenoberfläche würde also eine Belastung von 10 000 kg kommen. Ein Kugelballon von 1200 cbm Inhalt z. B. hat nun eine Oberfläche von ca. 547 qm. Auf diese Oberfläche würde also ein Druck von 5470 000 kg wirken. 1 cbm Luft wiegt ca. 1,3 kg; das Gesamtgewicht der von dem Kugelballon verdrängten Luft beträgt mithin  $1200 \times 1,3 = 1560$  kg. Das Gesamtgewicht des Ballons muß also, damit er schwebefähig bleibt, kleiner sein als 1560 kg. Es ist einleuchtend, daß bei so geringem zulässigen Gewicht sich eine Versteifungskonstruktion, die dem ungeheuren Druck von 5470 000 kg standhält, nicht herstellen läßt. — Die Versteifung der Ballonhülle gegen den äußeren Luftdruck läßt sich praktisch nur durch den Gegendruck eines eingeschlossenen leichten Füllgases erzielen, wofür *Wasserstoff* und *Leuchtgas* in erster Linie in Betracht kommen, ersteres wegen seiner Leichtigkeit, letzteres wegen seiner Billigkeit. 1 cbm Wasserstoff wiegt ca. 0,09 kg; Leuchtgas je nach dem Gehalt an schweren Kohlenwasserstoffen 0,4—0,6 kg. In der praktischen Luftschiffahrt rechnet man bei Wasserstoff mit einem Auftrieb von 1,1 kg pro cbm, bei Leuchtgas mit 0,7 kg auf 1 cbm.

Die Größe des Auftriebes eines Ballons hängt außer vom Verdrängungsvolumen und vom Eigengewicht noch von mehreren anderen Faktoren ab. Luftdruck und Lufttemperatur beeinflussen das Gewicht der verdrängten Luft, Gastemperatur und Diffusion das Gewicht des Füllgases. Nach dem Gesetz von Boyle-Mariotte ist die Dichte eines Gases, mithin das spezifische Gewicht, proportional dem Druck; das Volumen des Gases dem Druck umgekehrt proportional. Steigt also ein Ballon von einer Stelle, wo ein Luftdruck von 760 mm herrscht, auf bis zu einer Höhe, wo der Luftdruck nur noch  $\frac{3}{4}$  dieser Größe, also 570 mm, beträgt, so ist auch das Gewicht der verdrängten Luft, mithin der Auftrieb, um  $\frac{1}{4}$  vermindert. Mit der Abnahme des äußeren Luftdruckes muß nun aber auch der Druck des Füllgases in gleicher Weise abnehmen, wobei die Druckabnahme eine Volumenvergrößerung zur Folge hat. Erfordert das eingeschlossene Füllgas bei 760 mm Barometerstand einen Raum von  $V$  cbm, so erfordert es bei 570 mm einen Raum von  $V \cdot \frac{760}{570} = \frac{4}{3} V$ . Da das Innere der Ballonhülle, pralle Anfangsfüllung vorausgesetzt, nur für  $V$  cbm Raum gewährt, muß  $\frac{1}{4}$  der Füllgasmenge ins Freie strömen, d. h. das Gasgewicht verringert sich um  $\frac{1}{4}$ , wodurch wieder ein Auftriebszuwachs entsteht. Da aber das Gewicht von 1 cbm Wasserstoff nur rund  $\frac{1}{14}$  des Gewichtes von 1 cbm Luft beträgt, so fällt dieser Auftriebszuwachs infolge Abnahme des Gasgewichtes gegenüber der Auftriebsabnahme infolge Verringerung des Gewichtes der verdrängten Luft kaum ins Gewicht. Ein aufsteigender Ballon verliert also



allein infolge der Abnahme des Luftdruckes stets an Auftrieb. Der Ballon wird so lange steigen, bis Auftrieb und Schwerkraft gleich groß sind, d. h. bis der „freie Auftrieb“ gleich Null ist und der Ballon sich im statischen Gleichgewicht befindet. Die Höhenlage, in der dies eintritt, ist die maximale Steighöhe.

Einen weiteren Einfluß auf den Auftrieb üben Lufttemperatur und Gastemperatur aus. Jedes Gas dehnt sich bei einer Temperaturerhöhung von  $1^{\circ}\text{C}$  um  $\frac{1}{273}$  oder um rund 0,37 Proz. seines Volumens aus. Mit zunehmender Temperatur verringert sich also die Dichte, mithin das spezifische Gewicht von Luft und Füllgas. Da der Einfluß der Gewichtsverringerung der Luft stärker ist als der der Gewichtsverringerung des Füllgases, so nimmt mit zunehmender Lufttemperatur der Auftrieb stets ab. Die Gastemperatur wird außer durch die Lufttemperatur noch durch die Strahlwärme der Sonne beeinflusst, welche die Ballonhülle und durch diese das Füllgas erwärmt und somit eine Auftriebssteigerung bewirkt. Tritt der Ballon in Wolkenschatten, so hört der Einfluß der Strahlwärme plötzlich auf, der Auftrieb sinkt schnell und der Ballon fällt. — Schließlich ist noch der Einfluß der *Diffusion* zu erwähnen. Durch die Poren der Hülle, die vollkommen gasdicht nicht hergestellt werden kann, dringt allmählich Füllgas nach außen und atmosphärische Luft nach innen. Hierdurch wird das spezifische Gewicht des Füllgases allmählich vergrößert und der Auftrieb entsprechend verringert.

**Vortrieb.** Durch Vergrößerung und Verringerung des Auftriebes, durch Ballastausgabe und Gasauslaß, ist jeder Ballon in vertikaler Richtung lenkbar. Soll er jedoch imstande sein, unabhängig vom Winde eine bestimmte horizontale Flugrichtung einzuschlagen, so muß ihm eine Eigengeschwindigkeit verliehen werden durch Schaffung einer Vortriebskraft. Hierdurch wird der Freiballon zum *Luftschiff*. Jedes Luftschiff, das gegenüber der umgebenden Luftmasse eine Eigengeschwindigkeit besitzt, erfährt stets einen der Vortriebskraft entgegengerichteten Luftwiderstand. Dieser Luftwiderstand setzt sich zusammen aus zwei Einzelwiderständen, dem *Form-* oder *Stirnwiderstand* und dem *Reibungswiderstand*. Ersterer ist abhängig von der Form des Luftschiffes, letzterer von der Größe der luftberührten Oberfläche. Der Luftwiderstand wächst erfahrungsgemäß mit dem Quadrat der Geschwindigkeit und im einfachen Verhältnis mit dem Querschnitt. Um letzteren zu verringern, wählt man möglichst langgestreckte Tragkörper, jedoch ist dieses Bestreben nur innerhalb gewisser Grenzen berechtigt. Ein langgestreckter Tragkörper hat bei gleichem Inhalt eine erheblich größere Oberfläche als ein kurzer, gedrungener, und somit einen erheblich größeren Reibungswiderstand. Das günstigste Streckungsverhältnis für einen bestimmten Inhalt liegt erfahrungsgemäß zwischen den Werten 1:6 und 1:8. Als günstigste Form hat sich die sogenannte *Fischform* erwiesen, bei welcher der größte Durchmesser vor der Mitte liegt, so daß das Vorderende gedrungener, das Hinterende schlanker ist. Wegen der Schwierigkeit der Beschaffung einer genügend großen Vortriebskraft stand die Entwicklung der Luftschiffahrt nach Erfindung des Luftballons ein Jahrhundert hindurch fast still. Um diese Schwierigkeit zu verstehen, muß man beachten, daß die erforderliche Motorleistung annähernd mit der dritten Potenz der Eigengeschwindigkeit fortschreitet. Wenn ein Luftschiff z. B. für eine Geschwindigkeit von 5 m in der Sekunde einen Motor von 10 PS braucht, dann benötigt es für 15 m pro Sekunde, d. h. für eine Geschwindigkeit, die für eine einigermaßen ausreichende Verwendbarkeit unbedingt erforderlich ist, einen Motor von  $10 \times 3^3 = 270$  PS. Erst nachdem im Benzinmotor eine Antriebskraft von genügender Stärke und Leichtigkeit gefunden war, konnte sich die Luftschiffahrt weiter entwickeln.

**Steuerung.** Für ein Luftschiff, das eine genügende Eigengeschwindigkeit besitzt, bietet die Steuerung kaum Schwierigkeiten. Die Seitensteuerung erfolgt wie beim Wasserschiff durch ein um eine vertikale Achse drehbares, in der Regel am Heck angebrachtes Steuerruder. Für die Höhensteuerung stehen zunächst dieselben Mittel zur Verfügung wie bei jedem Freiballon, d. h. Ballastausgabe und Gasauslaß. Diese Mittel können bei einem Luftschiff nur in Ausnahmefällen angewendet werden, da dasselbe nicht wie ein Freiballon nach jeder Fahrt entleert wird, sondern seine teure Wasserstofffüllung möglichst lange erhalten muß. Man erzielt daher bei Luftschiffen



die Höhensteuerung auf dynamischem Wege, mittels besonderer *Höhensteuer*, bestehend aus Flächen, die um horizontale Querachsen drehbar sind. Befinden sich diese Flächen in geneigter Stellung, so erzeugt der Luftwiderstand, wenn die Vorderkante der Fläche höher steht als die Hinterkante, eine aufwärts gerichtete, im umgekehrten Fall eine abwärts gerichtete Kraft. Es ist daher möglich, mit derartigen Höhensteuern ein Luftschiff dauernd in einer Höhenlage zu halten, in der es statisch nicht im Gleichgewicht ist, d. h. in der das Gewicht der verdrängten Luft eine andere Größe besitzt als das Gesamtgewicht des Luftschiffes. Anstatt besondere Höhensteuerflächen anzuwenden, kann man auch den Tragkörper selbst durch Gewichtsverschiebung schräg stellen.

Für die Erhaltung der Steuerfähigkeit eines Luftschiffes ist es nötig, daß der Tragkörper stets seine Form behält. Nach den Mitteln, die hierfür zur Anwendung kommen, unterscheidet man Ballonetluftschiffe (*Prallschiffe*) und ballonetlose Luftschiffe (*Starrschiffe*). Bei ersteren sind im Innern des unstarren Tragkörpers Luftsäcke (*Ballonets*) angeordnet, die nach Maßgabe des eintretenden Gasverlustes mit einem geringen Überdruck aufgeblasen werden und so die Prallform erhalten; bei letzteren ist der Tragkörper als starres stoffüberzogenes Gerüst ausgebildet, in dessen Innern die eigentlichen Gasbehälter liegen, so daß Gasverluste die Außenform nicht verändern.

**Stabilität.** Unter Stabilität eines Luftschiffes versteht man das Verhalten gegenüber Einflüssen, die bestrebt sind, Drehungen um die drei Raumachsen des Fahrzeuges herbeizuführen. Den Neigungen um die horizontale Querachse wirkt die Längsstabilität, denen um die horizontale Längsachse die Quer- oder Seitenstabilität entgegen. Eine Stabilität im weiteren Sinne ist die Stabilität des Kurses, die den Drehungen um die vertikale Mittelachse entgegenwirkt. Die Längsstabilität wird hauptsächlich beeinflußt durch Ungleichheiten im Widerstand infolge böigen Windes, durch ungleiches Arbeiten der Antriebsorgane, durch ungleiche Gasverluste in den einzelnen Zellen oder durch sonstige Gewichtsverschiebungen in der Längsrichtung. Den hierdurch entstehenden Schwankungen (Stampfbewegungen) begegnet man durch Anordnung fester horizontaler *Dämpfungsflächen*. Die Bewegungen um die horizontale Längsachse (Schlingerbewegungen), denen die Querstabilität entgegenwirkt, sind infolge der geringen Breitenausdehnung der Luftschiffe meist erheblich geringer als die Stampfbewegungen; man dämpft sie durch vertikale Starrflächen, sogenannte *Kielflächen*, die gleichzeitig die Stabilität des Kurses unterstützen. Sämtliche Dämpfungs- und Kielflächen müssen möglichst weit von den betreffenden Drehachsen liegen.

## II. Ballone ohne Motor.

### 1. Der Freiballon.

Für den Freiballon, der eine Eigengeschwindigkeit nicht besitzt, mithin auch keinen Luftwiderstand bei seiner Horizontalbewegung erfährt, sondern vom Winde getragen wird, kommt es in der Hauptsache auf günstige Auftriebsverhältnisse an, d. h. der Ballon muß bei geringem Gewicht möglichst großes Volumen haben. Die diesen Forderungen am besten Rechnung tragende und beim motorlosen Freiballon wohl ausschließlich angewendete Kugelform ergibt bei geringster Oberfläche und somit geringstem Hüllengewicht den größten Inhalt, die größte Luftverdrängung und somit den größten Auftrieb.

Der moderne Freiballon (vgl. Schema, Fig. 1234) besteht aus folgenden Hauptteilen: Hülle (mit Ventil, Reißbahn, Füllansatz), Netz (mit Auslaufleinen), Korbring, Korb (mit Ausrüstung) und Schleppseil.

Die **Hülle** (Fig. 1234) besteht meist aus gummiertem Baumwollstoff. Auch Seidenstoffe, durch Firnisanstrich gedichtet, finden vielfach Verwendung. Das leichteste, freilich auch teuerste und in der Behandlung schwierigste Material ist die aus Tierdärmen hergestellte Goldschlägerhaut. Zur Herstellung der Kugelform wird der Hüllstoff zu einzelnen, nach den Enden zu sich verjüngenden Bahnen zugeschnitten, die miteinander vernäht werden. — Am tiefsten Punkt der kugelförmigen *Hülle* 1 ist der schlauchartige *Füllansatz* 3 angeschlossen, durch den das Traggas



in den Ballon eingelassen wird. Der Füllansatz dient gleichzeitig als Sicherheitsvorrichtung, da durch ihn beim Aufsteigen des Ballons das sich ausdehnende und daher größeren Raum beanspruchende Gas zum Teil entweicht. Der Füllansatz ist daher ganz offen oder nur durch ein sogenanntes *Scherenventil* geschlossen, welches das Traggas zwar ungehindert abströmen läßt, ein Eindringen von Luft jedoch, das bei schnellem Fall eintreten könnte, verhindert. — Am höchsten Punkt der Kugel ist das *Ballonventil* 2 angeordnet, das, durch Leinenzug von Hand geöffnet, ein allmähliches Ausströmen des Traggases und somit ein Senken des Ballons ermöglicht. Die

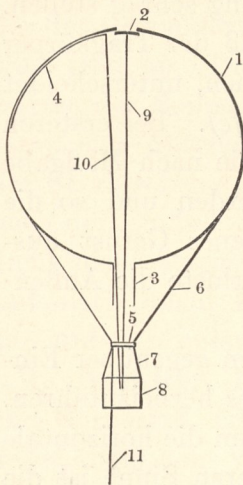


Fig. 1234. Schema eines Kugelballons.

gebräuchlichsten Ventilkonstruktionen sind das *Tellerventil* und das *Doppelklappenventil*. Die *Ventilleine* 9 führt durch den Ballon und den Füllansatz hindurch zur Gondel. — Ein weiteres, überaus wichtiges, an der Hülle angeordnetes Organ ist die *Reißbahn* 4. Diese von dem späteren Kommandeur des Preußischen Luftschifferbataillons, Major Groß, eingeführte Vorrichtung dient als Ersatz für den früher allgemein verwendeten, dem Schiffsanker nachgebildeten Ballonanker. Der moderne Freiballon ist mit einem Anker in der Regel nicht mehr ausgerüstet, da die Reißbahn das Landen des Ballons an bestimmter Stelle viel sicherer und zuverlässiger ermöglicht als der Anker. Die Reißbahn ist ein Stoffstreifen, der von innen über einen im Oberteil der Ballonhülle vorgesehenen, ca.  $\frac{1}{3}$  m breiten und mehrere Meter langen Schlitz geklebt ist. Dieser Stoffstreifen wird bei der Landung durch die an ihm befestigte, durch das Innere des Ballons in die Gondel geführte *Reißleine* 10 abgezogen, so daß das Füllgas schnell entweicht und der Ballon bald zum Stillstand kommt, wodurch die bei starkem Wind so gefährlichen Schleiffahrten in der Regel vermieden werden.

Das *Netz* hat den Zweck, das Gewicht des Korbes mit Inhalt so auf den Tragkörper zu verteilen, daß Zugbeanspruchungen der Hülle vermieden werden. Oben ist das Netz am Ventil angeschnallt; der untere Teil läuft in sogenannte *Gänsefüße* aus, von denen aus die *Auslaufleinen* 6 sich bis zu einem mehrere Meter unterhalb des Tragkörpers angebrachten Ring, dem *Korb-ring* 5, erstrecken, an dem sie angeknüpelt sind.

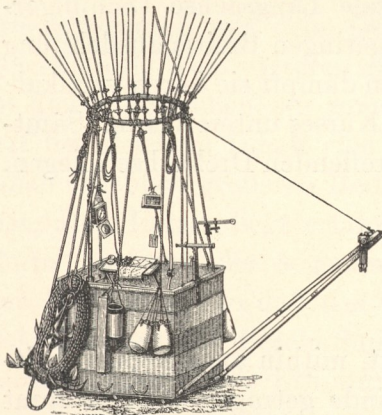


Fig. 1235. Korb des Ballons mit Ausrüstung.

Der *Korb* (8), früher *Gondel* genannt, ist aus Weidengeflecht hergestellt und mittels starker, miteingeflochtener Leinen 7 am Korbring aufgehängt. Er dient zur Aufnahme der Passagiere, des Ballastes und der Instrumente.

Was die *Korbausrüstung* (Fig. 1235) anbetrifft, so sind neben dem Ballast, der in der Regel in Form von trockenem Sand in kleineren Säcken mitgeführt wird, die Navigationsinstrumente (Kompaß, Barometer, Barograph, Statoskop usw.) das Wichtigste. Außerdem gehören zur Ausrüstung natürlich noch Proviant und

die Verpackungsplane usw. für den Rücktransport des Ballons.

Ein wichtiger Teil der Ballonausrüstung ist schließlich noch das *Schleppseil* (11 in Fig. 1234). Dieses ist ein 60—100 m langes Tau und dient einmal als Fühler, um bei Fahrten in niedriger Höhenlage den Abstand des Ballons vom Erdboden anzuzeigen, und zweitens bei der Landung als Bremsvorrichtung, da es sich dann auf den Boden legt, den Ballon entlastet und somit die Fallgeschwindigkeit vermindert.

## 2. Der Fesselballon.

Der Fesselballon dient vornehmlich militärischen Beobachtungszwecken. Der an ein Kabel gefesselte gewöhnliche Kugelballon ist hierfür nur wenig verwendbar, da er vom Winde, dem er einen Widerstand bietet, ständig hin und her geschleudert und in Drehung versetzt wird, was die Beobachtung für die Insassen sehr erschwert. Die Verwendung des Kugelfesselballons ist



daher auf ganz geringe Windstärken beschränkt. Dieser Übelstand führte zur Konstruktion des *Parseval-Sigsfeldschen Drachenballons* (Fig. 1236 u. 1237). Es ist dies ein länglicher Ballon, der infolge eigenartiger Fesselung und besonderer Vorrichtungen sich stets in gleicher drachenartiger Schrägstellung gegen den Wind einstellt. Der zylinderförmige Tragkörper ist am hinteren Ende durch eine bei Schrägstellung des Ballons horizontal liegende Trennungswand 6 in zwei Räume eingeteilt, von denen der vordere größere den Gasraum 1 (Fig. 1236), der hintere kleinere ein Luftballonet 2 bildet; das letztere füllt sich durch eine ständig gegen den Wind gerichtete, mit Rückschlagklappe versehene Öffnung 7 selbsttätig mit Luft und erhält so die Ballonform stets prall. Um den Ballon stabil zu machen, d. h. um ihm stets eine gleiche, gegen den Wind gerichtete Stellung zu sichern, ist am hinteren Teil ein raupenförmiger, nach vorn zu offener Steuersack 3 angeordnet. Durch die mit Rückschlagklappen versehene Öffnung 8 dringt stets Luft in den Steuersack, die hinten aus einer kleineren schlauchartigen Öffnung 10 wieder entweicht. Zur weiteren Dämpfung der Bewegungen ist noch eine Art Drachenschwanz vorgesehen, bestehend aus einer Leine mit einer Anzahl aufgereihter, aus Stoff hergestellter und mit der offenen Grundfläche dem Wind zugekehrter Hohlkegelstümpfe. Um die durch diese Vorrichtungen entstehende Belastung auszugleichen, sind seitlich an der Tragkörperhülle Segel vorgesehen, die drachenartig wirken und durch den gegenströmenden Wind einen Auftrieb erzeugen. Wenn der Drachenballon aufsteigt oder durch Sonnenstrahlen erwärmt wird, dehnt das Traggas sich aus und drückt die Luft aus dem Ballon heraus, und zwar durch ein besonderes Ventil 9 in den Steuersack. Damit nun bei weiterer Ausdehnung des Gases ein Platzen des Ballons vermieden wird, ist das an der Vorderseite des Ballons sitzende Gasventil 4 durch eine Zugleine 5 mit der Ballonetwand 6 verbunden. Sobald die Luft aus dem Ballonet bis zu einem gewissen Grade herausgedrückt ist, wird die Zugleine stramm; bei weiterem Zusammenpressen des Ballonets wird das Gasventil geöffnet und läßt das überschüssige Gas entweichen. Wird das Gasvolumen beim Herabholen des Ballons oder durch Eintritt desselben in Wolkenschatten geringer, so wird das Ballonet vom Gegenwind wieder aufgebläht, die zum Ventil führende Zugleine wird schlaff, und das Ventil schließt sich. Durch eine eigenartige, im Bereich der vorderen zwei Drittel des Ballons angreifende, von der Korbaufhängung völlig unabhängige Fesselung wird der Ballon ständig in einer Schräglage von ca. 30—40° zur Horizontalen gehalten. Der Drachenballon besitzt kein Netz, sondern nur einen starken, mit der Hülle vernähten und verklebten längslaufenden Gurt, an dem die zur Fesselung und zur Korbaufhängung dienenden Leinen befestigt sind. Um für den Fall eines Bruches des Fesselkabels dem Ballon eine glatte Landung als Freiballon zu ermöglichen, ist auch eine Reißbahn vorgesehen.

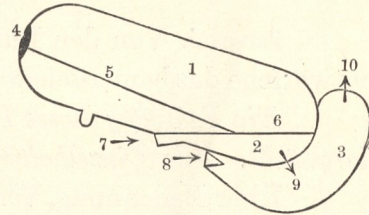


Fig. 1236. Schema der Drachenballonkonstruktion (1 Gasraum, 2 Luftballonet, 3 Steuersack, 4 Gasventil, 5 Leine vom Gasventil zur Ballonetwand, 6 Ballonetwand, 7 Einströmöffnung zum Ballonet, 8 Einströmöffnung zum Steuersack, 9 Durchtrittsöffnung für die Luft vom Ballonet zum Steuersack, 10 Austrittsöffnung für die Luft aus dem Steuersack).

Wenn der Drachenballon aufsteigt oder durch Sonnenstrahlen erwärmt wird, dehnt das Traggas sich aus und drückt die Luft aus dem Ballon heraus, und zwar durch ein besonderes Ventil 9 in den Steuersack. Damit nun bei weiterer Ausdehnung des Gases ein Platzen des Ballons vermieden wird, ist das an der Vorderseite des Ballons sitzende Gasventil 4 durch eine Zugleine 5 mit der Ballonetwand 6 verbunden. Sobald die Luft aus dem Ballonet bis zu einem gewissen Grade herausgedrückt ist, wird die Zugleine stramm; bei weiterem Zusammenpressen des Ballonets wird das Gasventil geöffnet und läßt das überschüssige Gas entweichen. Wird das Gasvolumen beim Herabholen des Ballons oder durch Eintritt desselben in Wolkenschatten geringer, so wird das Ballonet vom Gegenwind wieder aufgebläht, die zum Ventil führende Zugleine wird schlaff, und das Ventil schließt sich. Durch eine eigenartige, im Bereich der vorderen zwei Drittel des Ballons angreifende, von der Korbaufhängung völlig unabhängige Fesselung wird der Ballon ständig in einer Schräglage von ca. 30—40° zur Horizontalen gehalten. Der Drachenballon besitzt kein Netz, sondern nur einen starken, mit der Hülle vernähten und verklebten längslaufenden Gurt, an dem die zur Fesselung und zur Korbaufhängung dienenden Leinen befestigt sind. Um für den Fall eines Bruches des Fesselkabels dem Ballon eine glatte Landung als Freiballon zu ermöglichen, ist auch eine Reißbahn vorgesehen.

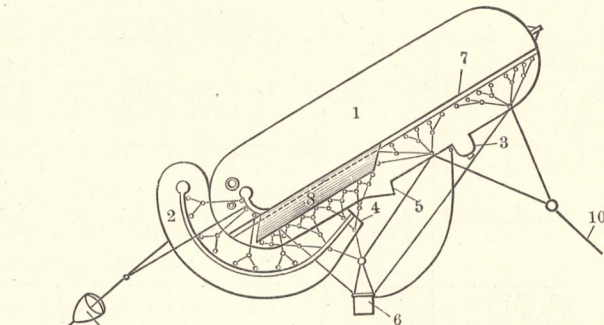


Fig. 1237. Drachenballon System Parseval-Sigsfeld (1 Tragkörper, 2 Steuersack, 3 Füllansatz, 4 Steuersackmaul, 5 Ballonetmaul, 6 Korb, 7 Ballongurt, 8 Segel, 9 Schwanz mit Windfang, 10 Haltekabel).

### III. Ballone mit Motor (Luftschiffe).

#### 1. Einteilung der Luftschiffe.

Die heute übliche Einteilung der Luftschiffe beruht, wie bereits erwähnt, auf den zur Erhaltung der Form des Tragkörpers angewendeten Mitteln. Man unterscheidet daher *Luftschiffe mit Ballonet* oder *Prallschiffe*, und *Luftschiffe ohne Ballonet* oder *Starrschiffe*. Die erste Gruppe läßt sich wieder unterteilen in *unstarre* Luftschiffe, das sind solche, deren Tragkörper keinerlei



Versteifungsträger besitzt, und *halbstarre*, d. h. solche, bei denen ein Teil des Tragkörpers als starres Gerüst ausgebildet ist. Einen Mitteltyp zwischen den unstarren und den halbstarren Luftschiffen bilden diejenigen, bei denen die Gondel als lang durchlaufender Versteifungsträger ausgebildet ist. Da jedoch auch hier der Tragkörper an sich unstarr ist und mit dem Versteifungsorgan nur in loser Verbindung steht, ist dieser Typ bei den unstarren Luftschiffen besprochen.

## 2. Luftschiffe mit Ballonet (Prallschiffe).

### a) Unstarre Luftschiffe.

#### 1. Gänzlich unstarre Luftschiffe.

Parseval. Von den Luftschiffen unstarren Bauart ist das vom bayrischen Major von Parseval entworfene das bemerkenswerteste. Es ist geschaffen nach dem Grundsatz: „so unstarr wie möglich“.

*Ein Fahrzeug dieses Typs, der Parseval II der deutschen Militärverwaltung, ist im Klappmodell dargestellt. Alle Einzelheiten sind aus diesem Modell und der zugehörigen Beschreibung zu ersehen.*

Über Benennung, Verwendung und Abmessungen der bisher erbauten Parseval-Luftschiffe gibt nachstehende Tabelle Aufschluß, die einem Prospekt der Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin, entnommen ist, welche die Lizenz für das Parseval-System erworben hat.

Typ	Bezeichnung des Luftschiffs	Rauminhalt ca. cbm	Länge ca. m	Größt. Durchmesser ca. m	Größte Breite inkl. Dämpfungsflächen ca. m	Gesamthöhe ca. m	Gondelmaße			Motoren	Gewichte		Eigengeschwindigkeit m pro sec.	Fahrtdauer Stunden	Steighöhe m	Besatzung und Passagiere total	Bedienungspersonal erforderlich
							Länge m	Breite m	Höhe m		Hülle mit kompl. Take-lage ca. kg	Gondel komplett mit Motor ca. kg					
A	PL 1 - 2	4000	60	10,4	16,0	17,3	6,0	1,3	1,2	1 Motor ca. 100 PS oder 2 Motoren von je 50 PS	1350	1480	13-14	15	2000	6	3
B	PL 3 - 6 - 7	6700	70	12,3	17,8	20,0	10,0	1,4	1,2	2 Motoren von je 110 PS	2220	3140	14-15	20 und mehr	2500	12-16	3 od. 4
C	PL 4	2300	50	8,6	12,6	18,0	5,5	0,8	1,1	1 Motor ca. 85 PS oder 2 Motoren von je 45 PS	940	800	12,5	8	1000	4 od. 5	2 od. 3
D	PL 5 - 9 - 10	1350	40	8,0	12,0	16,0	4,5	0,9	1,0	2 Motoren von je 33 PS	550	480	12	5	1000	3 od. 4	1 od. 2
E	PL 1	3200	60	9,4	15,0	16,6	7,0	1,3	1,3	1 Motor ca. 80 PS oder 2 Motoren von je 40 PS	1300	1400	12-13	10	1500	6-8	2 od. 3
F	—	1600	45	8,2	12,5	17,0	5,5	1,0	1,0	2 Motoren von je 33 PS	—	—	12	6	1000	4	1 od. 2
G	PL 8 - 11	5600	68	11,0	17,0	19,0	10,2	1,35	1,2	2 Motoren von je 150 PS	1600	1800	16-17	20 u. mehr	2000	7-12	4

Die Hauptvorzüge des Parseval-Luftschiffes sind Leichtigkeit, Billigkeit und die für die militärische Verwendung besonders wertvolle gute Transportfähigkeit. Da die Gondel kurz und überdies zerlegbar ist und sonstige starre und sperrige Teile vollkommen fehlen, läßt sich ein Parseval-Luftschiff größten Typs bequem auf zwei Lastwagen transportieren. Die Leichtigkeit bringt großen Auftrieb mit sich und ermöglicht so gegenüber gleichgroßen Fahrzeugen halbstarren und starren Typs den Einbau stärkerer Motoren und die Mitführung größerer Mengen Betriebsmaterial, wodurch sich wiederum Geschwindigkeit und Aktionsradius erhöhen. Auch ist die



Landung gefahrloser als z. B. bei einem Fahrzeug starren Systems, da bei starkem Sturm, wo die Verankerung eines Luftschiffes in gefülltem Zustand große Schwierigkeit bereitet (wie die Unfälle der Zeppelin-Luftschiffe und des französischen Ballons *La Patrie* beweisen), der Tragkörper des Parseval entleert werden kann, so daß dem Winde die Angriffsfläche entzogen wird. — Diesen Vorzügen stehen nur einige weniger schwerwiegende Nachteile gegenüber, und zwar zunächst der allen unstarren Fahrzeugen eigene, daß im Falle zu großen Gasverlustes, zu dessen Ausgleich die Ballonets nicht mehr ausreichen, der Tragkörper seine Form und das Luftschiff seine Steuerfähigkeit verliert. Des weiteren wirkt die Höhensteuerung langsamer als bei Fahrzeugen mit außen angebrachten Höhensternen, da das Füllen und Entleeren der Ballonets natürlich langsamer geht als das Einstellen von Höhensternen. Die Nachteile fallen jedoch den Vorzügen gegenüber wenig ins Gewicht, und der Parsevaltyp dürfte unter den Luftschiffen hinsichtlich seiner praktischen Verwendbarkeit heute an erster Stelle stehen. Dies beweist schon die verhältnismäßig große Zahl der bisher erbauten und im Betrieb stehenden Fahrzeuge.

Siemens-Schuckert. Ein in seiner Konstruktion dem Parseval-schen Typ ähnliches, jedoch in erheblich größeren Abmessungen gehaltenes Ballonetluftschiff (Fig. 1238) ist in Berlin bei den Siemens-Schuckert-Werken fertiggestellt und hat wohlgelungene Fahrten ausgeführt. Das Fahrzeug besitzt drei an Stoffbahnen aufgehängte Gondeln, von denen zwei die Maschinenanlage aufnehmen. Das Luftschiff hat einen Tragkörper von 118 m Länge, 13,2 m größtem Durchmesser und einem Inhalt von 13 000 cbm. Der Körper wird durch drei hintereinander liegende Ballonets in Prallform erhalten.

## 2. Luftschiffe mit unstarrem, durch lange Gondel versteiftem Tragkörper (La France-Typ).

**Frankreich.** Die französische Militärverwaltung besitzt die erfolgreichsten Fahrzeuge dieser Art, nämlich die Luftschiffe *Ville de Paris*, *Clement Bayard I*, *Ville de Bordeaux*, *Ville de Nancy*, *Colonel Renard* und *Adjutant Réau*. In Privatbesitz befinden sich noch die Luftschiffe *Ville de Pau* und *Ville de Lucerne*. Bei diesen Luftschiffen, die sämtlich in den Astra-Werken erbaut sind, ist die Gondel in großer Länge als Träger ausgebildet und durch Trageile fast mit der ganzen Länge des Tragkörpers verbunden, so daß diesem hierdurch eine gewisse Steifigkeit verliehen wird.

Das älteste der zurzeit noch vorhandenen Luftschiffe dieses Typs ist *Ville de Paris* (Fig. 1239). Dieses Luftschiff hat eine Länge von 61,5 m und einen größten Durchmesser von 10,5 m. Der zigarrenförmige Tragkörper hat einen Inhalt von 3200 cbm und wird durch ein Ballonet von 500 cbm Inhalt prall erhalten. Dieses Ballonet ist insofern eigenartig ausgebildet, als es durch Zwischenwände, die mit Öffnungen versehen sind, in einzelne Abteilungen unterteilt ist; diese Zwischenwände dienen dazu, das Hin- und Herfluten der Luftmassen im Ballonet und hierdurch eintretende plötzliche Schwerpunktsverschiebungen zu verhindern. Die Gondel hat eine Länge von etwa 32 m und hängt 5 m unterhalb des Tragkörpers, mit dem sie durch zwei an verschiedenen Gurten angreifende Systeme von Trageilen verbunden ist. Die vorn an der Gondel angeordnete Zugschraube hat einen Durchmesser von 6,5 m, eine Steigung von 8 m und wird von dem 70 PS leistenden Motor unter Zwischenschaltung eines Übersetzungsgetriebes mit

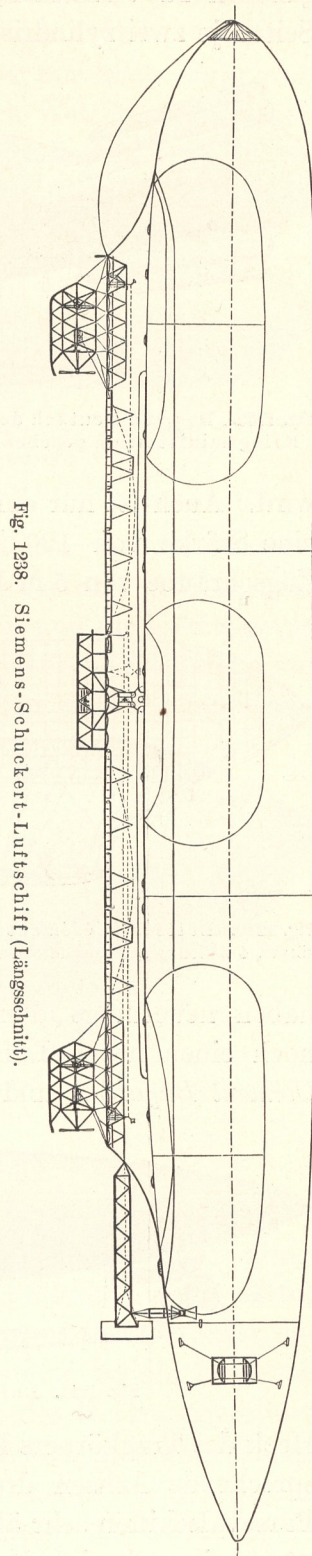


Fig. 1238. Siemens-Schuckert-Luftschiff (Längsschnitt).



ca. 200 Umdrehungen pro Minute angetrieben. Durch eine besondere Vorrichtung kann die Schraube, um beim Landen nicht beschädigt zu werden, horizontal gestellt werden. An der Gondel sitzen ferner vorn und hinten beiderseitig kastenartige Höhensteuer. — Der eigenartigste Teil bei diesem Luftschiff sind die Dämpfungsgorgane. Um nämlich starre Teile am Tragkörper gänzlich zu vermeiden, sind hierfür am Hinterende des Fahrzeuges oben, unten und zu beiden Seiten je zwei zylindrische Hohlkörper vorgesehen, die mit dem Gasraum des Tragkörpers in Verbindung stehen und gleichzeitig mit diesem gefüllt und entleert werden. Diese zylindrischen Wülste geben dem Luftschiff ein unschönes Aussehen. Die *Ville de Paris* hat eine große Zahl erfolgreicher Fahrten ausgeführt und dabei eine Eigengeschwindigkeit von 14 m pro Sekunde erreicht. — Der *Clément Bayard I* (Fig. 1240) unterscheidet sich von der *Ville de Paris* im wesentlichen nur durch die Form der Dämpfungskörper, die kegelförmig ausgebildet sind, wodurch ein etwas eleganteres Aussehen erzielt

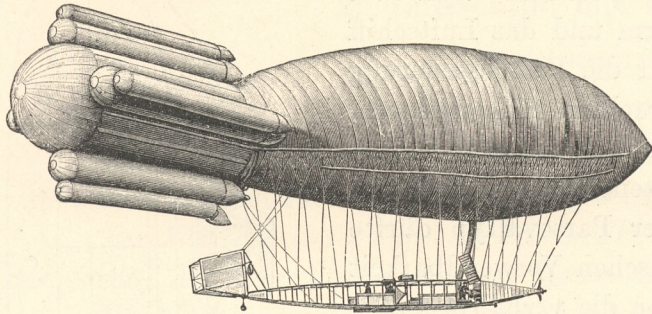


Fig. 1239. Das von Deutsch de la Meurthe dem französischen Kriegsministerium geschenkte Luftschiff *Ville de Paris*.

wird. Auch ist nur ein mehr nach vorn verlegtes Höhensteuerpaar vorhanden. Der Motor hat eine Stärke von 120 PS und treibt unter Zwischenschaltung eines Übersetzungsgetriebes die Zugschraube von 5 m Durchmesser mit etwa 200 Umdrehungen pro Minute. Die Abmessungen

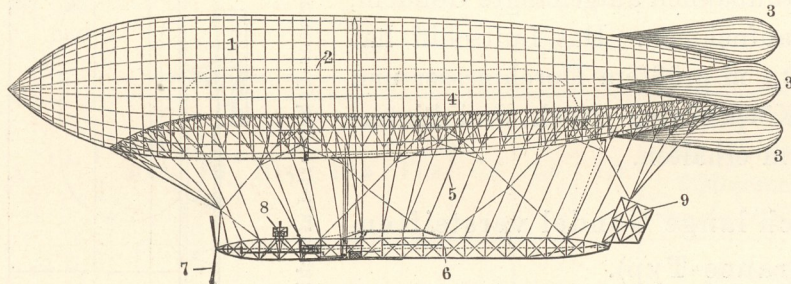


Fig. 1240. Luftschiff *Clément Bayard I* (1 Tragkörper, 2 Ballonet, 3 Dämpfungskörper, 4 Ballongurt, 5 Auslaufleinen, 6 Gondel, 7 Schraube, 8 Höhensteuer, 9 Seitensteuer).

des Ballons sind: Länge 56,25 m, größter Durchmesser 10,60 m, Tragkörperinhalt 3500 cbm, Gondellänge 28,5 m. Die erreichte Geschwindigkeit betrug ca. 14 m. — Die übrigen Luftschiffe entsprechen in ihrer Konstruktion im wesentlichen dem *Clément Bayard I*, von dem sie sich nur in den Abmessungen unterscheiden. Die *Clément-Bayard-Werke* haben neuerdings durch die Konstruktion des Luftschiffes *Clément Bayard II* (Fig. 1241) noch einen neuen Luftschiffotyp geschaffen, der gewissermaßen die Mitte bildet zwischen dem *Clément Bayard I* und den neuen Parsevalschiffen. Von dem *Clément Bayard I* unterscheidet sich das neue Luftschiff durch den Fortfall der gasgefüllten Dämpfungskörper und die abgeänderte Konstruktion der Steuereinrichtungen. Die Dämpfungs- und Steuerungsorgane sind zu einem mehrflächigen kastenartigen Gebilde vereinigt, das zwischen dem Hinterende der Gondel und dem

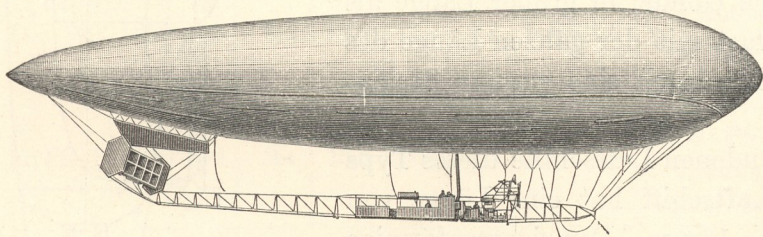


Fig. 1241. Luftschiff *Clément Bayard II*.

Heck des Tragkörpers liegt und aus drei horizontalen und zwei begrenzenden vertikalen, um entsprechende Achsen drehbaren Flächen besteht. Die Form des Tragkörpers ist den neueren Parsevalschiffen sehr ähnlich, ebenso die Propelleranordnung. Das Luftschiff hat eine Länge von 76 m, einen Gasinhalt von 7000 cbm und zwei Motoren von je 125 PS. Das neueste Luftschiff dieses Typs ist der *Adjutant Réau*. Es besitzt eine Länge von 94 m, einen Inhalt von 9000 cbm und drei Luftschrauben, von denen eine am Vorderende der Gondel, die anderen zu beiden Seiten der Gondelmitte angeordnet sind. Der Antrieb erfolgt durch zwei Motoren von je 120 PS.

Von den französischen Luftschiffen mit unstarrem Tragkörper und als Versteifungsträger ausgebildeter Gondel sind noch die *Zodiac*-Luftschiffe erwähnenswert. Diese von dem Grafen



de la Vaulx konstruierten Fahrzeuge sind aus dem Bestreben entstanden, kleine, in Betrieb und Herstellung billige Lenkballons für Sport- und Reklamezwecke zu schaffen. Sie werden in der Regel mit Leuchtgas gefüllt und nach jeder Fahrt entleert. Die Hülle kann dann zusammengerollt und in der aus mehreren Teilen bestehenden zusammenlegbaren Gondel verpackt werden. Die Zodiac-Luftschiffe werden für 600—1200 cbm Tragkörperinhalt hergestellt und mit Motoren von 16—45 PS ausgerüstet. Die Geschwindigkeit beträgt nur bis 30 km in der Stunde.

**Deutschland.** Nach dem La France-Typ sind in Deutschland bisher nur kleine Fahrzeuge erbaut, und zwar die Luftschiffe *Erbslöh* und *Clouth*. Der der Rheinisch-Westfälischen Motorluftschiff-Gesellschaft gehörige *Erbslöh* (Fig. 1242) fiel am 13. Juli 1910 mitsamt dem Führer, dessen Namen er trug, einer Katastrophe zum Opfer und wurde vernichtet. Der Tragkörper des

Luftschiffes hatte eine Länge von 53 m, einen größten Durchmesser von 10 m und einen Inhalt von 2900 cbm. Die Prallform wurde durch ein linsenförmiges Ballonet gewahrt. Die aus Eschenholz hergestellte Gondel hatte eine Länge von 27 m und trug an der Spitze einen hölzernen Schraubpropeller von 4,5 m Durchmesser, der von

einem 110 PS leistenden Benzmotor angetrieben wurde. Dämpfungsflächen und Seitensteuer waren vorhanden, dagegen fehlten besondere Höhensteuer. Die Höhensteuerung geschah nach Art der Parseval-Luftschiffe durch Schrägstellung des ganzen Tragkörpers, und die hierzu nötige Schwerpunktsverschiebung wurde durch Umpumpen von Wasser mittels einer Kreiselpumpe von einem an der Spitze der Gondel angeordneten Behälter nach einem solchen am Hinterende und umgekehrt erzielt. Neu war ferner

noch die Einrichtung, daß die ins Ballonet zu pumpende Luft vorher durch den Kühler des Motors geschickt und dort erwärmt werden konnte. — Beim Luftschiff *Clouth* (Fig. 1243) ist der Tragkörper im Gebrauchszustand nicht völlig unstarr, sondern wird durch zwei elastische, am Gurt zu befestigende Holzstangen versteift. Von diesen Stangen führen die Tragseile zu der

langen Gondel, so daß eine gleichmäßige Verteilung der Last auf den Tragkörper erzielt wird. Die Abmessungen sind: Länge 42 m, größter Durchmesser 8,4 m, Tragkörperinhalt 1700 cbm. Ein 50 PS-Motor treibt mittels Gummiseilübertragung zwei nebeneinander liegende Holzpropeller, die etwa in der Mitte der Gondel auf einem hohen Bock gelagert sind. Das kastenförmige Höhensteuer ist am Vorderteil des Tragkörpers, das Seitensteuer mit davorliegender Kielfläche unterhalb des Hecks angeordnet. Am Hinterende des Tragkörpers sind ferner beiderseitig zwei übereinanderliegende Dämpfungsflächen vorgesehen. Dieses Luftschiff ist billig, leicht zerlegbar und daher bequem transportabel. Die erreichbare Geschwindigkeit von ca. 35 km pro Stunde genügt, um es für Sportzwecke geeignet zu machen.

**Österreich.** In Österreich ist kürzlich ein neues Militärluftschiff *K. W. III* (Fig. 1244) fertiggestellt, das deswegen an diese Stelle gehört, weil die 7 m lange Gondel nach vorn und nach hinten je einen 9 m langen Auslegerarm trägt, so daß ein ca. 25 m langer Versteifungsträger entsteht. Der Tragkörper hat eine Länge von 68 m, einen größten Durchmesser von 10,5 m und einen Inhalt von 6300 cbm und wird durch zwei Ballonets von zusammen ca. 900 cbm Inhalt prall

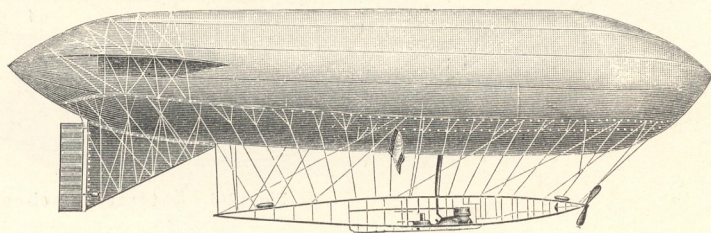


Fig. 1242. Luftschiff Erbslöh.

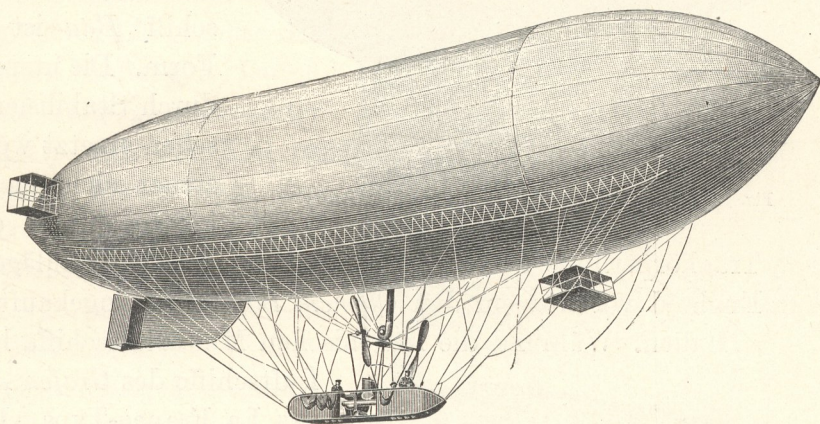


Fig. 1243. Ballonetluftschiff Clouth.



erhalten. Zwei vierflügelige Holzpropeller von je 3 m Durchmesser sind, wie bei Parseval, zu beiden Seiten der Gondel auf hohen Böcken gelagert und werden durch zwei achtzylindrige Körting-Motoren von je 75 PS angetrieben. Die Höhensteuerung erfolgt durch Schrägstellung des Tragkörpers. Die hierzu nötige Schwerpunktsverschiebung erfolgt durch Umpumpen von Wasser oder, wie bei Parseval, durch die Ballonets.

**England.** In England sind die beiden Militärluftschiffe *Baby* und *Beta* nach dem

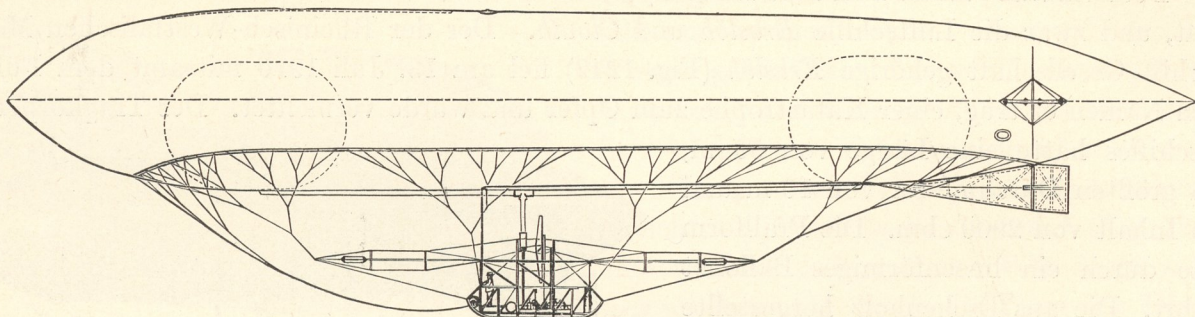


Fig. 1244. Österreichisches Militärluftschiff.

Clément-Bayard-Typ erbaut. Das Luftschiff *Baby* (Fig. 1245) hat ziemlich gedrungene Form; seine Länge beträgt nur 30 m, der größte Durchmesser 7 m. Zur Dämpfung dienen am Hinterende angebrachte flossenförmige Gaskörper. Die Gondel ist als langgestreckter Träger ausgebildet und trägt in der Mitte den Motor sowie die

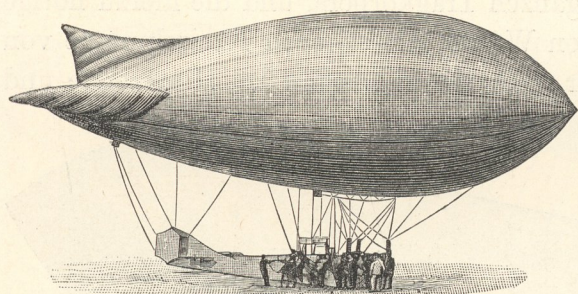


Fig. 1245. Englisch Militärluftschiff *Baby*.

auf einem Gerüst gelagerte Schraube, am Hinterende das Höhensteuer, eine senkrechte Kielfläche sowie das Horizontalsteuer. Bei dem größeren Luftschiff *Beta* ist der Tragkörper von gestreckterer Form. Die ursprünglich vorhandenen Gasflossen sind durch Stabilisierungsflächen nach Art der Parseval'schen ersetzt worden. Auch befindet sich das Seitensteuer nicht mehr an der Gondel, sondern am Tragkörper hinter einer senkrechten Dämpfungsfläche.

Die Tragkörperhülle besteht, wie bei *Baby*, aus Goldschlägerhaut. — Außer diesen Luftschiffen hat England vor kurzem den *Clément Bayard II* angekauft.

**Italien.** Während die italienischen Militärluftschiffe halbstarrer Bauart sind, gehörten die Luftschiffe des Grafen *Almerico da Schio* zu den Fahrzeugen des *La France*-Typs. Diese Luftschiffe, von denen das erste im Jahre 1905 erbaut wurde, sind insofern eigenartig, als sie kein Ballonet besitzen. Statt dessen ist die Kielseite des Tragkörpers aus Kautschuk hergestellt und daher elastisch, so daß der Tragkörper selbst bei Ausdehnung des Gases sich vergrößert, bei Verringerung des Gasvolumens sich verkleinert.

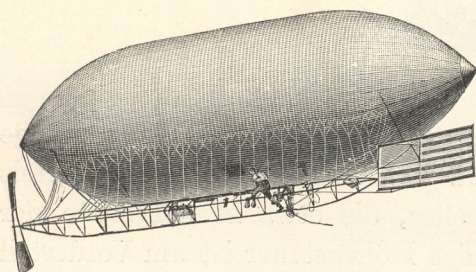


Fig. 1246. Luftschiff Baldwin.

**Belgien.** Das diesem Staate gehörige Luftschiff *Ville de Bruxelles* entspricht im wesentlichen dem französischen *Clément Bayard I*.

**Spanien.** Hier wäre nur zu nennen das nach dem Clément-Bayard-Typ erbaute Luftschiff *España*, das jedoch infolge einiger Konstruktionsfehler besondere Erfolge bisher nicht aufzuweisen hatte.

**Amerika.** Amerika besitzt nur ein kleines Luftschiff des *La France*-Typs, das Militärluftschiff *Baldwin* (Fig. 1246). Der ziemlich plumpe Tragkörper hat eine Länge von etwa 29 m und einen Durchmesser von 5,9 m. Seine Form wird durch ein im hinteren Teil des Tragkörpers liegendes Ballonet gewahrt, das durch einen Handventilator aufgeblasen wird. Die durch das Aufblasen und



Zusammenziehen des Ballonets sich ergebenden Schwerpunktsverschiebungen müssen durch die Höhensteuer ausgeglichen werden, von denen je eins im vorderen und hinteren Viertel der fast über die ganze Länge des Luftschiffes sich erstreckenden, am Tragkörper mittels eines dünnen Netzes aufgehängten Gondel angebracht ist. Die Dämpfungsf lächen sind nicht am Tragkörper, sondern an der Gondel zu beiden Seiten des Horizontalsteuers angeordnet. Ein 25 PS-Motor treibt die am Vorderteil der Gondel gelagerte Zugschraube mit 250 Umdrehungen pro Minute, wodurch eine Geschwindigkeit von 30 km pro Stunde erreicht wird. Tragfähigkeit und Aktionsradius sind bei den kleinen Abmessungen natürlich sehr gering.

#### b) Halbstarre Luftschiffe.

**Frankreich.** Die halbstarre Bauart wurde in Frankreich zuerst angewandt, und zwar bei den Luftschiffen des Systems *Juillot-Lebaudy*. Nach diesem sind bisher vier französische Militärluftschiffe erbaut, und zwar *Le Jaune*, *La Patrie*, *La République* und *La Liberté*, von denen *La Patrie* (Fig. 1247) und *La République*

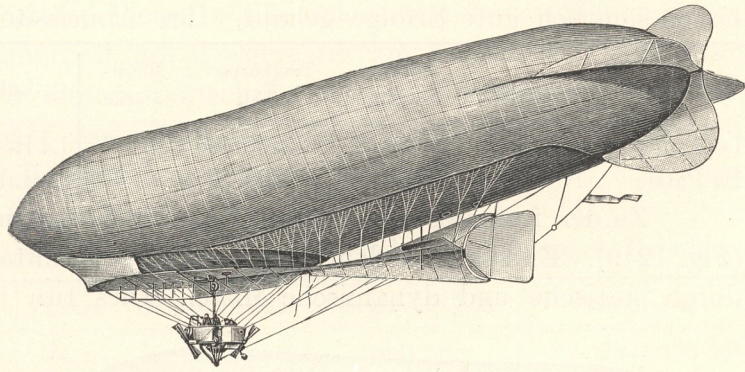


Fig. 1247. Der erste französische Kriegsballon La Patrie.

durch Unglücksfälle vernichtet wurden. Das wesentlichste Merkmal dieser Fahrzeuge besteht darin, daß der Boden des Tragkörpers durch ein *Kielgerüst* versteift ist. Man nennt daher die Luftschiffe halbstarre Bauart auch *Kielgerüstluftschiffe*. Das Kielgerüst der Juillot-Lebaudy-Luftschiffe (Fig. 1248) ist aus Stahlrohren hergestellt und besteht aus einer horizontalen ovalen Bodenfläche und einem hierzu senkrecht stehenden, in der mittleren Längsachse der Bodenfläche nach unten zu angeordneten Kielträger. Durch Streben und Spanndrähte sind beide Teile gegeneinander abgesteift. Nach hinten zu verlängert sich der Kiel zu einem kreuzförmigen Dämpfungsorgan, hinter dem das Seitensteuer angeordnet ist. Außerdem trägt der Tragkörper am Heck zwei seitliche Dämpfungsf lächen und oben und unten eine Kielfläche. Der Tragkörper ist in seinem Mittelteil zylindrisch mit abgeflachter Bodenseite; das Vorderteil hat die Gestalt eines scharf zugespitzten Kegels, während das hintere Ende sich allmählich verjüngt und stumpf ausläuft. Die Prallform wird durch ein mittleres Ballonet erhalten, das durch Querwände, die mit Öffnungen versehen sind, unterteilt ist. Bei der *Liberté* ist auch der Gasraum durch gasdichte Querwände in einzelne Zellen unterteilt. Hierdurch soll das Luftschiff, auch wenn eine Abteilung durch Verletzung der Hülle gasleer geworden ist, nach Abwurf sämtlichen Ballastes und alles dann entbehrlichen Gewichtes (Benzin, Maschinenreserveteile usw.) noch als Freiballon schwebefähig bleiben. Lenkbarkeit und dynamische Höhensteuerung sind natürlich dann ausgeschlossen, da der Tragkörper seine Form verlieren und einknicken wird. Die bei allen Luftschiffen dieser Klasse verhältnismäßig kurze Gondel ist an Stahlseilen am Kielgerüst aufgehängt und läuft nach unten zu einer pyramidenförmigen Spitze aus, auf der sich die Schiffe leicht in eine gewünschte Richtung einstellen lassen. Auch diente diese Spitze bei den älteren Fahrzeugen dazu, die Flügel der in Gondelhöhe zu beiden Seiten angeordneten, durch Querwellen und Kegelräder angetriebenen Propeller bei der Landung zu schützen. Bei dem neuesten Luftschiff, der *Liberté*, fällt dieser Zweck fort, da hier die Propeller, ähnlich wie bei den Parseval-Luftschiffen, um die

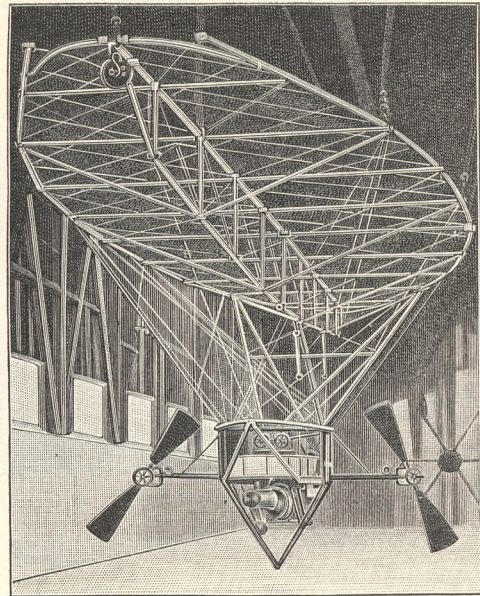


Fig. 1248. Kielgerüst der Juillot-Lebaudy-Luftschiffe.



bei den älteren Fahrzeugen stark auftretenden Kippmomente zu vermeiden, auf hohen, seitlich herausragenden Böcken gelagert sind. Auch hinsichtlich der Höhensteuerung besteht zwischen *Liberté* und den älteren Typen ein Unterschied. Bei den letzteren waren einfache Höhensteuerflächen am Vorderteil des Traggerüstes angebracht, die zu beiden Seiten über das Traggerüst herausragten; bei der *Liberté* dagegen sind doppelflächige kastenartige Höhensteuer vor der Gondel und zwischen dieser und dem Kielgerüst beiderseitig angeordnet. Bemerkenswert ist noch, daß der zum Aufblasen der Ballonets dienende Ventilator dicht unter dem Kielgerüst steht, um einen langen Luftschlauch zu vermeiden. — Die Luftschiffe des Systems *Juillot-Lebaudy* haben sämtlich gute Erfolge gehabt. Ihre Abmessungen zeigt nachstehende Tabelle:

Luftschiff	Länge	Größter Durchm.	Tragkörperinhalt	Motorstärke	Luftschiff	Länge	Größter Durchm.	Tragkörperinhalt	Motorstärke
Le Jaune . . .	58 m	9,3 m	ca. 2700 cbm	40 PS	La République	65 m	10,8 m	ca. 3900 cbm	80 PS
La Patrie . . .	60 -	10,3 -	- 3600 -	70 -	La Liberté . .	68 -	10,8 -	- 4200 -	135 -

Zu den französischen Luftschiffen mit Kielgerüst gehört noch der Lenkballon von *Malécot* (Fig. 1249). Er zählt zu dem sogenannten gemischten System, d. h. er bewirkt seinen Auftrieb durch statische und dynamische Mittel. Dies tun ja in gewissem Maße alle Motorluftschiffe,

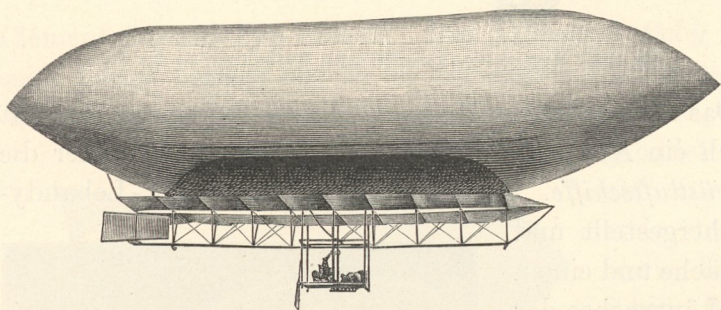


Fig. 1249. Malécots Luftschiff nach dem gemischten System (1909).

sobald sie sich mittels ihrer Höhensteuer oder durch Schrägstellung des Tragkörpers in Höhenlagen erheben, in denen ihr Gesamtgewicht größer ist als das Gewicht der verdrängten Luft. Beim Malécot soll jedoch die Ausnutzung der dynamischen Auftriebswirkung noch in höherem Maße erfolgen; es ist daher die starre Kielfläche mit Segeltuch bespannt und als Tragfläche ausgebildet. Hierdurch entsteht gewissermaßen eine entlastete Flugmaschine. Die Höhensteuerung geschieht durch Verschieben eines Laufgewichtes. Ein ausgeführtes Luftschiff dieses Typs von 34 m Länge, 7,4 m Durchmesser und 1000 cbm Inhalt des Tragkörpers hat, mit einer Tragfläche von 120 qm versehen, gute Erfolge gehabt. Die französische Militärverwaltung soll die Verwendung dieses Typs im Auge haben.

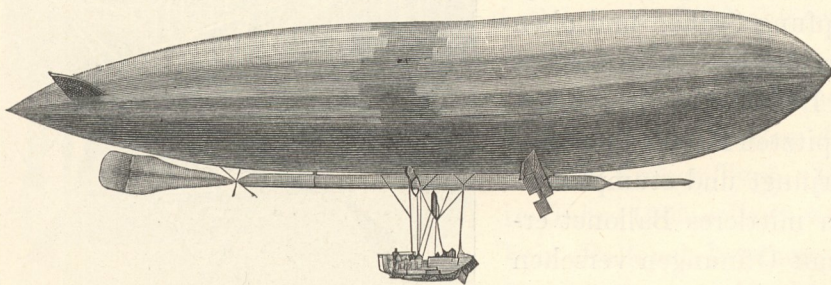


Fig. 1250. Deutsches Militärluftschiff M<sub>2</sub>.

Deutschland. Für die deutsche Militärverwaltung sind bisher fünf halbstarre Luftschiffe erbaut worden, nämlich ein zurzeit nicht mehr im Dienst befindliches Versuchsluftschiff und die Militärluftschiffe M<sub>1</sub>, M<sub>2</sub>, M<sub>3</sub>, M<sub>4</sub>. Von den letzteren ist M<sub>3</sub> im Kaisermanöver 1911 verbrannt. Diese als Verbesserungen des Typs *Juillot-Lebaudy* anzusprechenden, von Major Groß und Oberingenieur Basenach konstruierten Luftschiffe (Fig. 1250) besitzen sämtlich ein Kielgerüst. Beim Versuchsluftschiff war dieses noch ziemlich breit und lehnte sich ziemlich eng an das französische Vorbild an. Bei den folgenden Neubauten wurde das Gerüst immer schmaler und leichter; bei den neuesten Fahrzeugen bildet es im Querschnitt ein gleichseitiges Dreieck und ist vollständig mit Stoff bespannt. Während bei M<sub>1</sub> und M<sub>2</sub> das Kielgerüst noch als durchlaufender Träger ausgebildet war, ist es bei M<sub>3</sub> in drei gelenkig miteinander verbundene Teile zerlegt, die jedoch durch Verspannung in ihrer Lage zueinander gesichert werden können. Bei M<sub>1</sub> und M<sub>2</sub> liegen hinter dem Kiel in Kreuzform zueinander stehende Dämpfungs- und Kielflächen, dahinter das Seitensteuer. Bei M<sub>3</sub> trägt das Kielgerüst selbst am Hinterende eine vertikale Kielfläche, hinter der das Seitensteuer liegt.



Alle Luftschiffe dieses Typs haben horizontale Dämpfungsflächen am Hinterende des Tragkörpers. Ein grundsätzlicher Unterschied besteht ferner zwischen  $M_1$  und  $M_2$  einerseits und  $M_3$  und  $M_4$  andererseits in der Anordnung der Propeller. Diese sind bei ersteren zu beiden Seiten des Kielgerüsts angeordnet, um ihren Angriffspunkt möglichst dicht an die Widerstandsmittellinie heranzulegen. Diese Anordnung hat jedoch den Nachteil, daß lange Übertragungsorgane erforderlich werden und diese infolge des Pendelns der an Drahtseilen aufgehängten Gondel leicht Zerrungen und Verschiebungen ausgesetzt sind. Infolgedessen sind bei  $M_3$  und  $M_4$  die Propeller wie bei Parseval an der Gondel selbst auf hohen Böcken gelagert. Die Höhensteuerung geschieht durch Schrägstellen des Tragkörpers, wobei die hierzu nötige Schwerpunktsverschiebung durch Umpumpen von Wasser zwischen zwei innerhalb des Kielgerüsts am Vorder- und Hinterende angeordneten Behältern bewirkt wird. Die älteren Luftschiffe haben außerdem noch besondere, am Vorderteil des Kielgerüsts angebrachte kastenförmige Höhensteuer. Der Ventilator zum Aufblasen der Ballonets ist ebenfalls im Kielgerüst eingebaut, wodurch sich eine sehr kurze Schlauchleitung ergibt.

Die Abmessungen der vier Luftschiffe  $M_1$  bis  $M_4$  ergeben sich aus folgender Tabelle:

	Länge	Größter Durchm.	Tragkörperinhalt	Motorstärke
$M_1$ (nach Umbau) . . . . .	74 m	12 m	5200 cbm	$2 \times 75 = 150$ PS
$M_2$ . . . . .	74 -	12 -	5200 -	$2 \times 75 = 150$ -
$M_3$ . . . . .	83 -	12,4 -	6500 -	$4 \times 75 = 300$ -
$M_4$ . . . . .	94 -	13 -	7500 -	$4 \times 100 = 400$ -

$M_3$  hat eine Eigengeschwindigkeit von 16,5 m pro Sekunde erlangt und war damit zurzeit eins der schnellsten Luftschiffe der Welt.  $M_4$  wird es voraussichtlich noch übertreffen. Trotzdem scheint der ganze Typ aus irgendwelchen nicht bekanntgewordenen Gründen nicht mehr in Neubauten fortgeführt zu werden.

**England.** In England wurden die ersten Militärluftschiffe *Nulli Secundus* und *Dirigible II* nach dem halbstarren System erbaut, und zwar hinsichtlich der Gondelkonstruktion

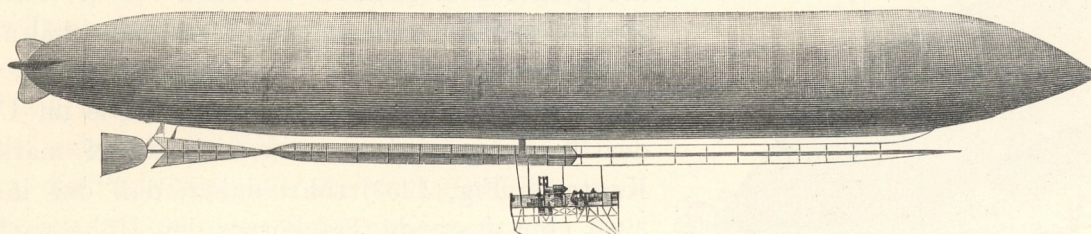


Fig. 1251. Luftschiff Morning Post.

und der Art des Antriebes in ziemlich enger Anlehnung an das System *Juillot-Lebaudy*. Beide Luftschiffe hatten jedoch wenig Erfolg, so daß die englische Militärverwaltung die halbstarre Bauart aufgegeben und sich dem unstarren Clément-Bayard-Typ zugewendet hat, außerdem aber auch Versuche mit dem starren System anstellt.

Außer dem kleinen in Privatbesitz befindlichen Sportluftschiff *Willows*, das durch seine von Unglücksfällen verfolgte, aber vom Eigner mit zäher Energie durchgeführte Fahrt von London nach Paris bekannt geworden ist, besaß England bis vor einiger Zeit noch ein großes, von den Lebaudy-Werken erbautes Kielgerüstluftschiff *Morning Post* (Fig. 1251). Der Tragkörper dieses bisher größten halbstarren Luftschiffes hatte eine Länge von 103 m, einen Durchmesser von 12 m; der Antrieb erfolgte durch zwei Motoren von je 110 PS. Die *Morning Post* fiel jedoch im Frühjahr 1911 einem Unfall zum Opfer.

**Italien.** Im Gegensatz zu England hat Italien mit der halbstarren Bauart seiner Militärluftschiffe durchaus gute Erfahrungen gemacht, und zwar bei beiden hier angewandten Systemen, dem von *Crocco-Riccaloni*, dem die *Luftschiffe I* und *I bis* angehören, sowie dem von *Forlanini-Fabro*, nach welchem der *Leonardo da Vinci* erbaut ist. Beim *I bis* (Fig. 1252) hat der in der modernen Fischform mit verhältnismäßig stumpfer Spitze und schlank verlaufendem Hinterteil



ausgeführte Tragkörper eine Länge von 62 m, einen größten Durchmesser von 10,5 m und einen Inhalt von 3450 cbm. Die Prallform wird durch ein Ballonet von 900 cbm Fassungsvermögen gesichert, das durch mit Öffnungen versehene Zwischenwände unterteilt ist. Auch der Gasraum ist ähnlich wie bei dem französischen Luftschiff *Liberté* durch sechs gasdichte Zwischenwände in sieben Kammern eingeteilt. Als Kielgerüst dient ein im Innern der Hülle am Boden angeordneter, aus einzelnen gelenkig miteinander verbundenen Teilen bestehender Gitterträger aus Stahlrohr. An diesem ist außen noch ein 25 m langer, senkrecht stehender und mit Stoff bespannter Kielträger befestigt. Eine kurze bootähnliche Gondel ist am Gelenkträger aufgehängt und trägt die auf zwei seitlich hervorragenden hohen Böcken gelagerten Propeller.

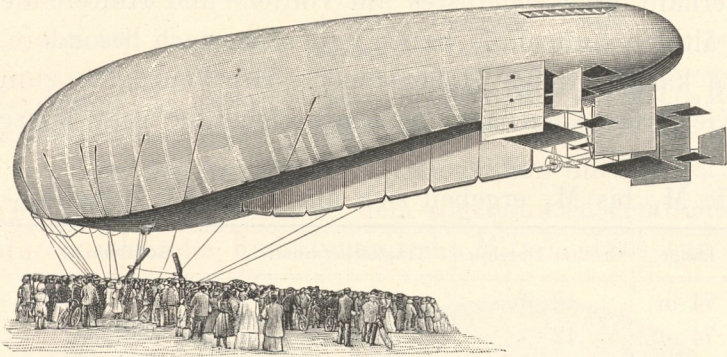


Fig. 1252. Italienisches Militärluftschiff I bis.

Eigenartig sind die Dämpfungs- und Steuerungsorgane, die zu einem kastenartigen, unter dem Heck des Tragkörpers liegenden Gebilde vereinigt sind. Dieses besteht auf jeder Seite aus zwei übereinander liegenden horizontalen Dämpfungsflächen und einer außen liegenden vertikalen Kielfläche. Hinter jeder festen Fläche befindet sich eine entsprechende kleinere biegsame Steuerfläche. Ein großes Seitensteuer liegt in der Mitte in der Verlängerung des Kiels. Der Motor von 120 PS verleiht dem Luftschiff eine Geschwindigkeit von 55 km in der Stunde. Die Tragfähigkeit beträgt 1100 kg Nutzlast. — Nach dem Typ des *I bis* befinden sich zwei weitere, größere Luftschiffe zurzeit im Bau.

Das Luftschiff *Leonardo da Vinci* (Fig. 1253) stellt einen ganz anderen Typ dar. Der Tragkörper hat eine Länge von nur 40 m bei einem größten Durchmesser von 14 m. Die Form entspricht jedoch insofern den neuesten Erfahrungen, als der größte Durchmesser erheblich vor der Mitte liegt, so daß trotz der gedrungenen Form ein verhältnismäßig schlanker Hinterkörper entsteht, der ebenso wie das Vorderteil in eine Spitze ausläuft. Die im Unterteil des Tragkörpers beiderseits sich scharf markierende Kante (s. Fig. 1253) rührt daher, daß der insgesamt 3265 cbm fassende Tragkörper der Höhe nach durch eine gasdichte Stoffbahn in zwei Räume eingeteilt ist, von denen nur der obere, 2950 cbm fassende als Gasraum dient, während der untere ein aus Stahlrohren

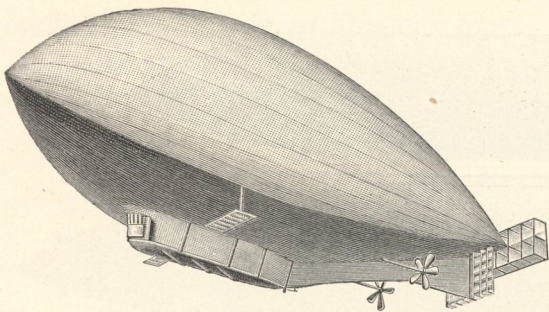


Fig. 1253. Italienisches Luftschiff Leonardo da Vinci.

hergestelltes breites Kielgerüst aufnimmt. Im Gasraum ist noch ein Ballonet von 350 cbm Fassungsvermögen vorgesehen. Auf der Unterseite ist das Gerüst nur mit einem einfachen, luftdurchlässigen Drellstoff bespannt. Die 12 m lange Gondel ist direkt an das Kielgerüst angebaut, völlig mit Segeltuch bespannt und in drei hintereinander liegende Räume (Führerstand, Maschinenstand und Passagierraum) unterteilt. Nach hinten läuft die Gondel in einen schmalen, stoffbespannten Kiel aus, der zu den unterhalb des Hecks des Tragkörpers angeordneten Steuerungsorganen führt. Bei diesen sind die Höhen- und Seitensteuer ähnlich wie beim *I bis* zu einem rahmenartigen Gebilde vereinigt, und zwar besteht dieses auf jeder Seite aus drei senkrechten und fünf wagerechten Flächen, von denen erstere, um senkrechte Achsen drehbar, zur Seitensteuerung, letztere, um wagerechte Achsen drehbar, zur Höhensteuerung dienen. Am hintersten Ende des Tragkörpers sind ferner noch fünf senkrechte Kielflächen und drei wagerechte Dämpfungsflächen, ebenfalls in Kastenform, angeordnet. Zwei fünfzügige Schrauben, deren Wellen im Kielgerüst gelagert sind und mittels Kettenübertragung von einem 40 PS leistenden Motor aus angetrieben werden, verleihen dem Luftschiff eine Eigengeschwindigkeit von 50 km in der Stunde.



**Belgien.** Das von Godard in Paris konstruierte Luftschiff *Belgique* gehört seinem Äußern nach eigentlich zum Clément-Bayard-Typ, von dem es sich nur dadurch unterscheidet, daß der Tragkörper mit einem Kielgerüst versehen ist. Das Luftschiff hatte ursprünglich eine Länge von 54 m, einen größten Durchmesser von 9,5 m und einen Gasraum von 2700 cbm; es wurde jedoch bald vergrößert, und zwar auf eine Länge von 64,5 m, einen größten Durchmesser von 10,75 m und einen Gasrauminhalt von 4000 cbm. Als Kielgerüst dient ein schmaler, etwa über zwei Drittel der Gesamtlänge sich erstreckender, stoffbespannter Holzträger. Die aus Stahlrohr hergestellte Gondel ist 25 m lang und trägt an ihrer Spitze den hölzernen Propeller von 5 m Durchmesser, der durch zwei hintereinander gekuppelte Motoren von je 60 PS unter Zwischenschaltung eines Vorgeleges mit 400 Touren pro Minute angetrieben wird. Bei der ersteren Ausführungsform war am Hinterende der Gondel noch eine zweite Schraube vorgesehen, die jedoch beim Umbau fortgelassen wurde. Das Seitensteuer ist hinter dem Kielgerüst angeordnet; das Höhensteuer, ein doppelflächiges Kastensteuer, am Vorderteil der Gondel an besonderen, weitausladenden Trägern. Bei der ersten Ausführungsform war das Höhensteuer höher, dicht unter dem Kielgerüst vorgesehen. Die Dämpfungsorgane bestehen aus einem um das Hinterende des Tragkörpers wagerecht herumgelegten gasgefüllten Wulst von kreisförmigem Querschnitt und aus einer oberen und einer unteren Kielfläche. Zur Erhaltung der Prallform dient ein Ballonet, das mit vorgewärmter Luft gespeist werden kann.

### 3. Luftschiffe ohne Ballonet (Starrschiffe).

Während bei den Ballonetluftschiffen die für die Lenkbarkeit nötige Erhaltung der Form des Tragkörpers durch das Aufblasen der Ballonets und Erzeugung eines inneren Überdruckes im Gasraum erzielt wird, ist bei den Starrschiffen die Tragkörperform vom Gasinhalt unabhängig. Der Tragkörper ist hier mittels eines Gerüsts als starrer, stoffüberzogener Hohlkörper ausgebildet, der in seinem Innern die einzelnen Gasbehälter aufnimmt. Den ersten Versuch mit einem starren Luftschiff machte 1897 der Deutsche David Schwarz, der ein aus einer Gitterträgerkonstruktion und einer Hülle aus Aluminiumblech bestehendes Luftschiff baute, das jedoch bereits bei seiner ersten Fahrt vernichtet wurde. Das Verdienst, die Bedeutung des starren Luftschiffes mit Sicherheit erkannt und diese Erkenntnis trotz aller Anfeindungen und allen Mißgeschickes in die Tat umgesetzt zu haben, gebührt dem Grafen Ferdinand von Zeppelin.

a) Zeppelin-Luftschiffe. Nach dem Zeppelinschen System wurden bisher zehn Luftschiffe erbaut, die Fahrzeuge L. Z. I bis L. Z. X (vgl. Fig. 1254—1256). Bei allen diesen Luftschiffen hat der Tragkörper die Form eines vielseitigen Prismas mit eiförmig zugespitzten Enden. Das aus Aluminiumgitterträgern hergestellte Gerüst besteht aus einer Anzahl in gleichem Abstand hintereinander angeordneter, gewissermaßen die Spanten bildender Ringe oder Vielecke, deren einzelne Ecken mittels durchlaufender Längsträger, die an den Enden zu einer stumpfen Spitze zusammenlaufen, miteinander verbunden sind. Die Ringe werden in sich durch Drahtseile, die von der Mitte ausgehen und zu jeder Ecke laufen, verspannt, ähnlich wie die Laufräder eines Fahrrades durch die Speichen. Auch untereinander sind die Längs- und Querträger verspannt, und zwar in der äußeren Ebene der Prismenflächen durch Drahtseile, in der inneren durch Schnüre. So entsteht ein netzartiger Hohlkörper, der durch die Radialversteifungen der Querringe in einzelne hintereinander liegende Räume unterteilt ist. Jede Abteilung dient zur Aufnahme eines ihrer Form angepaßten Gasballons. Der ganze Tragkörper ist außen mit einer Stoffhülle überzogen. Da sich die Gasbehälter in gefülltem Zustande gegen die innere

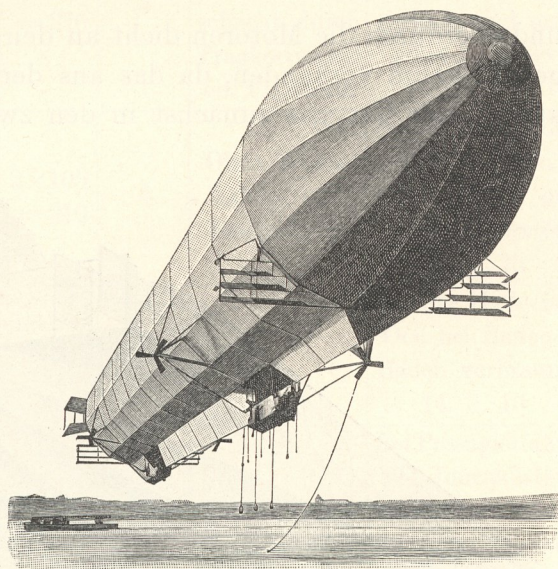


Fig. 1254. Zeppelins Luftschiff L. Z. III (Z. I; Ansicht von vorn).



Schnurverspannung der Prismenflächen legen, so verbleibt zwischen ihnen und der Außenhülle ein Luftraum; dieser bildet einen der Hauptvorteile der Luftschiffe des Zeppelinschen Typs, denn er entzieht die Gasbehälter dem Einfluß der Sonnenbestrahlung und vermeidet so eine Hauptursache der Gasverluste. Zur weiteren Versteifung des Tragkörpers dient ein an die untere horizontale Prismenfläche angebautes Kielgerüst von dreieckigem Querschnitt, das sich über die ganze Länge des prismatischen Tragkörperteils erstreckt und nur bei den älteren Luftschiffen

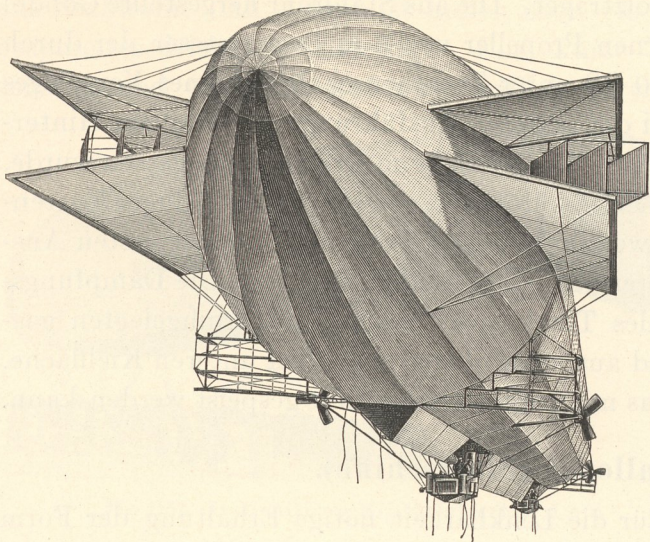


Fig. 1255. L. Z. III (Z. I; Ansicht von hinten).

an zwei Stellen Lücken zur Aufnahme der Gondeln aufweist. Bei den neuesten Ausführungen L. Z. VII bis L. Z. X sind jedoch die Maschinengondeln unterhalb des Kielgerüsts angeordnet, so daß letzteres in ganzer Länge durchläuft und nur bei den Passagierluftschiffen in der Mitte durch die Passagierkabine unterbrochen wird. Die mit dem Tragkörper starr verbundenen und unter dem Auftriebsmittelpunkt je einer Luftschiffhälfte angeordneten Gondeln sind als Pontons aus Stahlrohr und Aluminium hergestellt und haben genügend Tragfähigkeit, um das Luftschiff beim Niedergehen auf Wasserflächen zu stützen. Obwohl die Gondeln bei den älteren

Typen dicht unter dem Tragkörper eingebaut und hierdurch die Motoren dicht an den Gasraum herangerückt sind, ist doch eine Explosionsgefahr kaum vorhanden, da das aus den Gaszellen infolge von Diffusion oder Undichtigkeiten austretende Traggas zunächst in den zwischen Außenhülle und Gasballonen vorhandenen Luftraum gelangt und hier so stark mit Luft vermischt wird, daß es nicht mehr entzündbar ist. Da der Luftzwischenraum ständig von frischer Luft durchströmt wird, ist auch Knallgasbildung nicht zu befürchten. Im übrigen ist auch die Gasdiffusion bei Starrschiffen geringer als bei Ballonluftschiffen, da das Gas nicht unter Überdruck steht. Das mit Stoff bespannte Kielgerüst dient als Laufsteg zur Verbindung der Gondeln. Die Schraubenpropeller sind bei den Zeppelin-Luftschiffen am Tragkörper selbst, an seitlich

herausragenden Böcken gelagert und werden durch Kegelradgestänge oder Stahlbänder von den in die Gondeln eingebauten Motoren aus angetrieben. Diese Anordnung bietet den Vorteil, daß die Propeller ziemlich genau in Höhe der Luftwiderstandsmittellinie angebracht und schädliche Kippmomente vermieden werden können. Dafür bringen die langen Übertragungsorgane aber wieder Betriebsunsicherheit und Reibungsverluste mit sich. Die Dämpfungs- und Steuerungsorgane sind bei den einzelnen Fahrzeugen verschieden. Die Höhensteuerung erfolgt bei den älteren Fahrzeugen durch mehrflächige, jalousieartig übereinander zu beiden Seiten vorn und hinten angeordnete Höhensteuer und kann im Bedarfsfalle durch Gewichtsverschiebung unterstützt werden. Bei L. Z. IX und L. Z. X hat man auf die seitlichen Höhensteuer gänzlich

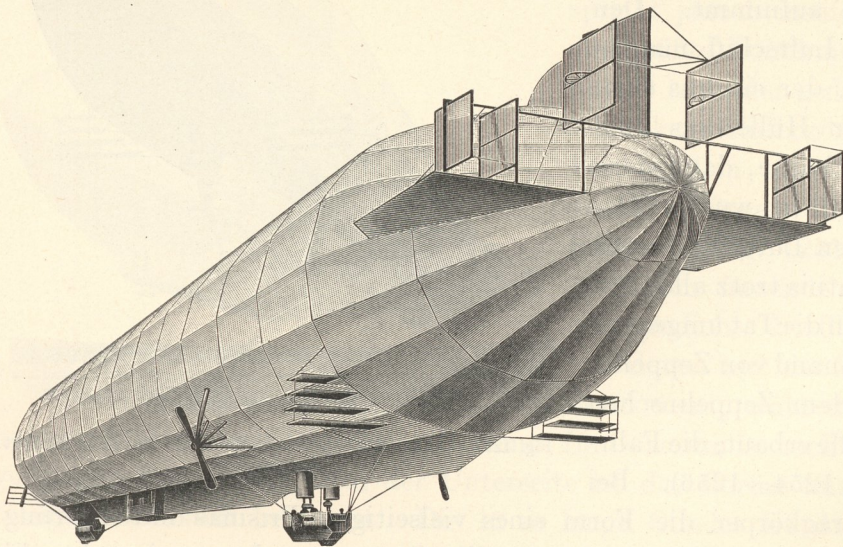


Fig. 1256. L. Z. VII (Passagierluftschiff Deutschland).



verzichtet und dieselben nur noch am Heck angeordnet. Die Seitensteuerung geschieht durch ein großes Hecksteuer oder durch mehrere kleinere Steuerflächen.

Zur Stabilisierung dienen radial verlaufende, am Heck angeordnete Dämpfungsflächen. Besondere Kielflächen sind bei einigen Fahrzeugen vorgesehen, bei anderen fehlen sie.

Über die Konstruktion und die Abmessungen der einzelnen Zeppelin-Schiffe (zu denen inzwischen noch das Passagierluftschiff „Viktoria Luise“ und ein weiteres Kriegsluftschiff gekommen sind) gibt nachstehende Zusammenstellung Aufschluß.

	Baujahr	Länge m	Größt. Durch- messer m	Inhalt cbm	Quer- schnitt	Zahl d. Gas- be- hälter	Mo- to- ren- zahl	PS	Pro- peller	Sonstiges	Verwendung bzw. Schicksal
L. Z. I	1900	128	11,66	11300	24-Eck	17	2	2×15 = 30			Zwecks Umbau demontiert
L. Z. II	1905	128	11,66	11300	16-Eck	17	2	2×85 = 170			Am 17./18. 1. 06 bei Kißlegg vom Sturme zerstört
L. Z. III (Z. I)	1906, um- gebaut 1908	128, nach Umbau 136	11,66	11300, nach Umbau 12000	16-Eck	17	2	2×85 = 170	4		Deutsches Militär- luftschiff Z. I
L. Z. IV	1908	136	13	15000	16-Eck	17	2	2×105 = 210	4	Wohnkabine im Kielgerüst; von dort Steig- schacht durch Tragkörper zur ob. Plattform	Bei Echterdingen vom Sturme los- gerissen und zer- stört 5. 8. 08
L. Z. V (Z. II)	1909	136	13	15000	16-Eck	17	2	2×105 = 210	4	Ohne Wohn- kabine und Steigschacht	Bei Weilburg vom Sturme gegen einen Hügel ge- worfen u. zerstört 25. 4. 10
L. Z. VI (Z. III)	1909	144	13	16500	16-Eck	18	3	1×140 2×110 = 360	2 zwei- flügel., 2 vier- flügel.		In der Halle in Oos bei Baden- Baden verbrannt 14. 9. 10
L. Z. VII (Deutsch- land)	1909	148	14	19000	16-Eck	18	3	3×140 = 420	2 zwei- flügel., 2 vier- flügel.	Mittlere Passa- gierkabine im Kielgerüst	Bei Passagierfahrt mit Journalisten v. Sturme auf die Bäume des Teuto- burger Waldes herabgedrückt u. zerstört
L. Z. VIII (Ersatz Deutsch- land)	1910	148	14	19000	16-Eck	18	3	3×140 = 420	2 zwei- flügel., 2 vier- flügel.	Mittlere Passa- gierkabine im Kielgerüst	In Düsseldorf von einer Bö gegen die Halle geschleudert und zerbrochen 16. 5. 11
L. Z. IX	1911	132	14	—	16-Eck	16	3	3×150 = 450	2 zwei- flügel., 2 vier- flügel.	Keine Passa- gierkabine	Kriegsluftschiff
L. Z. X (Schwaben)	1911	140	14	—	16-Eck	17	3	3×150 = 450	2 zwei- flügel., 2 vier- flügel.	Mit Passagier- kabine	In Düsseldorf durch Explosion zerstört 28. 6. 12



b) Sonstige Starrschiffe. *Schütte-Lanz*. Nach langer Bauzeit ist in Deutschland noch ein weiteres Gerüstluftschiff fertig geworden, das Luftschiff *Schütte-Lanz*, das in Rheinau bei Mannheim erbaut wurde. Dieses Luftschiff ist bemerkenswert, weil das Gerüst des Tragkörpers, der bei torpedoförmiger Gestalt eine Länge von 128 m und einen größten Durchmesser von 18,4 m hat, aus Holz hergestellt ist, und zwar nach dem System Huber. Das Gerippe besteht aus hochkant gestellten I-Trägern, die aus mehreren Lagen Furnierholz verleimt und in Wellenform gepreßt sind. Diese Träger laufen in der Längsrichtung des Tragkörpers und sind an den sich berührenden Wellenbergen miteinander verbunden. Durch Querträger und Verspannungen werden die einzelnen Längsträger in ihrer Lage zueinander gesichert. Der Tragkörper hat daher das Aussehen eines Netzes mit rautenartigen Maschen. Zum Schutz gegen Witterungseinflüsse ist das Holzgerüst mit einem wetterfesten Lack überzogen. Zur Aufnahme des Traggases dient eine Anzahl von Gaszellen, die durch eine Schlauchleitung mit Ventilen derart miteinander verbunden sind, daß ein beliebiges Umpumpen des Traggases aus einem Behälter in den anderen erfolgen kann. Der Gasinhalt des wie bei den Zeppelin-Luftschiffen mit einer Außenhülle überzogenen Tragkörpers beträgt 19500 cbm. Zwei hintereinander angeordnete Betriebsgondeln sind am Tragkörper nachgiebig an Seilen aufgehängt und tragen je einen 250 PS leistenden achtzylinderigen Daimlermotor mit direkt angetriebenem Propeller. Die ersten Fahrten des *Schütte-Lanz* sind befriedigend ausgefallen.

In Frankreich ist ein starres Luftschiff im Bau, und zwar nach dem Entwurf des Elsässers Spieß. Es ähnelt in seiner Konstruktion außerordentlich den Zeppelin-Luftschiffen, ist jedoch erheblich kleiner, da es nur eine Länge von 88 m, einen Durchmesser von 12 m und ein Fassungsvermögen von 8200 cbm Traggas besitzt. Es ist zweifelhaft, ob das Luftschiff bei diesen geringen Abmessungen noch genügend Nutzlast wird tragen können.

Ein Urteil über die Eigenschaften der Starrschiffe kann bisher nur auf Grund der Erfahrungen der Zeppelin-Luftschiffe gefällt werden. Die Hauptvorteile liegen, wie erwähnt, in der sicheren Erhaltung der Tragkörperform, den geringen Gasverlusten, der exakt wirkenden Höhensteuerung und der durch die Größe des Tragkörpers bedingten starken dynamischen Wirkung. Diesen Vorteilen stehen erhebliche Nachteile gegenüber, so das große Gewicht des Gerüsts, dann das Mehrgewicht der Hülle infolge Verwendung einer größeren Zahl kleinerer Gasbehälter und der Notwendigkeit einer Außenhülle. Diese große Mehrbelastung geschieht natürlich auf Kosten der Nutzlast. Aus den Gewichtsverhältnissen ergibt sich ferner, daß Starrschiffe nur in großen Abmessungen gebaut werden können. Hieraus resultiert wieder gegenüber dem unstarren und halbstarren Typ für gleiche Geschwindigkeit und Nutzlast die Notwendigkeit stärkerer Maschinen und größerer Brennstoffmengen bei gleichem Aktionsradius. Auch beträgt der Preis eines Starrschiffes ein Vielfaches vom Preis eines unstarren oder halbstarren Schiffes gleicher Tragfähigkeit. Schließlich sind die Starrschiffe bei Sturm schwierig zu verankern. Während es bei Ballonetluftschiffen im Notfalle möglich ist, durch Ziehen der Reißbahn und Entleerung des Ballons die Angriffsfläche des Windes erheblich zu verringern, steht dem Starrschiff dieses Mittel nicht zu Gebote. Es bedarf daher einer außerordentlich festen Verankerung und sehr starker Konstruktion des Gerüsts, um außerhalb der schützenden Halle einen Sturm vor Anker sicher zu überstehen. Das Schicksal der Luftschiffe L. Z. IV und L. Z. VI beweist die Bedeutung dieses Nachteiles. Man kann nicht verkennen, daß das von Zeppelin mit hoher Genialität geschaffene starre Luftschiff noch weiterer Vervollkommnung bedarf, um auf die Dauer erfolgreich mit den Ballonetluftschiffen in Wettbewerb treten zu können. Ein großer Schritt vorwärts scheint durch die neuesten Luftschiffe L. Z. IX, L. Z. X und *Viktoria Luise* bereits vollbracht zu sein, da sie mit ihrer Eigengeschwindigkeit von 18—20 m/sec die unstarren und halbstarren Luftschiffe zurzeit erheblich übertreffen und, wie die über 200 glücklich ausgeführten Fahrten des Passagierluftschiffes *Schwaben* bewiesen hatten, auch an Betriebssicherheit immerhin schon erheblich zugenommen haben.



## B. Flugtechnik.

### I. Allgemeines.

#### 1. Grundbegriffe der Flugtechnik.

**Auftrieb, Vortrieb, Luftwiderstand.** Bei den Flugzeugen schafft man die zum Schweben nötige Auftriebskraft auf dynamischem Wege, d. h. durch Bewegungen geeigneter Trag- oder Hubflächen gegen die Luft. Die Art der Bewegung, die Größe und Anordnung der Flächen bilden den kennzeichnenden Unterschied für die Gruppen der Flugzeuge: *Drachenflugzeuge*, *Schraubenflugzeuge* und *Schwingenflugzeuge*. Zu den Drachenflugzeugen gehören auch die *Gleitflugzeuge*, die nichts anderes sind als Drachenflugzeuge ohne Motor. Bei den eigentlichen *Drachenflugzeugen* wird der zum Schweben nötige Auftrieb dadurch geschaffen, daß eine gegen die Horizontalebene um einen kleinen Winkel mit der Vorderkante aufwärts geneigte, ebene oder schwachgewölbte Tragfläche durch einen motorisch angetriebenen Propeller, in der Regel einen Schraubenpropeller, mit großer Geschwindigkeit annähernd horizontal vorwärts bewegt wird. Die Tragfläche erleidet hierbei einen Luftwiderstand, dessen Normaldruck sich nach dem Parallelogramm der Kräfte zerlegen läßt in eine horizontale und eine vertikale Komponente, von denen die letztere, größere den nützlichen Auftrieb, die erstere, kleinere einen schädlichen Rücktrieb erzeugt. Hieraus erhellt, daß das Drachenflugzeug, wenn es auch nach dem heutigen Stande der Technik das einzige praktisch brauchbare Flugzeug darstellt, dennoch unwirtschaftlich ist, da ein Teil der vom Motor geleisteten Arbeit zur Vernichtung einer neben der nützlichen Auftriebskraft erzeugten schädlichen Rücktriebskraft aufgewendet wird. Ein Drachenflugzeug muß also, um schwebefähig zu bleiben, stets eine solche mittlere Eigengeschwindigkeit haben, daß die aufwärts gerichtete Komponente des Luftwiderstandes der abwärts gerichteten Schwerkraft gleich ist. Ist die Geschwindigkeit größer, so steigt das Flugzeug; ist sie geringer, so sinkt es. - Da hierfür nur die Relativgeschwindigkeit des Flugzeuges zur umgebenden Luft in Frage kommt, so ergibt sich, daß auch ein Flugzeug ohne Eigenantrieb, also ein Gleitflugzeug, zeitweilig schwebefähig sein kann, sofern der Abflug gegen den Wind erfolgt und dieser die nötige Stärke besitzt. Ist die Relativgeschwindigkeit jedoch nach erfolgtem Abschweben unter das zur Erzeugung einer der Schwerkraft gleichgroßen Auftriebskraft erforderliche Maß gesunken, so tritt ein allmähliches Fallen ein. Stellt der Fliegende während dieses Fallens die Vorderkante der Gleitfläche tiefer als die Hinterkante, so kann gleichzeitig eine Vorwärtsbewegung eintreten, sofern die nach vorn gerichtete Horizontal Komponente des durch die Fallbewegung auf der Unterseite der Tragfläche auftretenden Luftwiderstandes größer ist als die horizontale Kraftkomponente des rücktreibenden Windes. Durch Ausnutzung aufsteigender Luftströmungen, die z. B. fast immer vorhanden sein werden, wenn der Abflug von einem allmählich ansteigenden erhöhten Punkte erfolgt, kann die Vortriebswirkung noch erhöht werden. Das Flugzeug gleitet dann gleichsam auf einer schiefen Ebene abwärts. Auf diese Weise sind z. B. Lilienthal Flügel von 300 m Länge gegen den Wind gelungen.

Außer der rückwärts gerichteten horizontalen Kraftkomponente, die aus dem Luftwiderstand gegen die geneigte Tragfläche entsteht, ist bei der Vorwärtsbewegung des Drachenflugzeuges noch eine zweite rückwärts gerichtete Kraft zu überwinden, der sogenannte *Stirnwiderstand*, der von der Größe der quer zur Flugrichtung liegenden Teile abhängt und durch den Widerstand des Körpers des Fliegenden, des Motors, der Vorderkanten der Tragflächen, der Gestänge usw. hervorgerufen wird. Dieser schädliche Widerstand kann durch geeignete Zuschärfung der Querschnitte zwar verringert, doch nie völlig beseitigt werden. Zu diesen beiden Widerständen kommt als dritter der von der Größe der luftbestrichenen Oberflächen abhängige Reibungswiderstand hinzu, der jedoch bei Flugzeugen infolge der sehr viel geringeren Größe der Oberflächen lange nicht die Rolle spielt wie bei Luftschiffen. Die Summe dieser drei Widerstände muß durch den motorisch erzeugten Vortrieb, den *Schraubenzug*, überwunden werden. — Wie bereits erwähnt, erhalten die Tragflächen der Drachenfahrzeuge in der Regel eine schwache



Wölbung in der Flugrichtung. Lilienthal hat durch eingehende Versuche die erheblich günstigere Wirkung der gewölbten Fläche gegenüber der ebenen festgestellt. Sie hat ihren Grund darin, daß die Richtungsänderung des Luftstromes bei der gewölbten Fläche allmählich, bei der ebenen dagegen plötzlich erfolgt, und daß daher in letzterem Falle schädliche Wirbelungen erzeugt werden.

Während bei den Drachenflugzeugen der zum Schweben erforderliche Auftrieb durch Vorwärtsbewegung größerer geneigter Tragflächen erzielt wird, und die den Vortrieb bewirkenden Schraubenpropeller nur indirekt zur Erzeugung von Auftrieb dienen, sollen bei dem zweiten Flugzeugtyp, den *Schraubenflugzeugen*, die Propeller diesen Auftrieb direkt erzeugen, indem sie die Luftmassen nicht nach hinten, sondern nach unten beschleunigen und daher statt um horizontale Achsen um vertikale rotieren. In gewisser Hinsicht ist das Prinzip der Auftriebserzeugung dasselbe wie beim Drachenflugzeug. In beiden Fällen werden geneigte Flächen in der Horizontalebene gegen die Luft mit großer Geschwindigkeit bewegt, und die aus dem Luftwiderstand dieser Flächen sich ergebenden Auftriebskomponenten sollen der Schwerkraft entgegenwirken. Beim Schraubenflugzeug bilden die einzelnen Flügel der Hubschrauben diese Tragflächen, die, anstatt in einer Richtung wie beim Drachenflugzeug, im Kreise bewegt werden. Hierdurch ergibt sich der Vorteil, daß die entstehenden Horizontalkomponenten nicht, wie beim Drachenflugzeug, einen Rücktrieb erzeugen, sondern lediglich ein Drehmoment hervorrufen, das durch Anordnung zweier gegenläufiger Hubschrauben unschädlich gemacht werden kann, so daß ein Schraubenflugzeug ohne Vorwärtsbewegung schwebefähig ist. Daß es praktisch noch nicht gelungen ist, ein Schraubenflugzeug dauernd zum Schweben zu bringen, liegt an dem außerordentlich schlechten Wirkungsgrade kleinerer, und an der technischen Schwierigkeit der Herstellung größerer Hubschrauben.

Das theoretisch wirtschaftlichste Flugzeug ist entschieden das *Schwingenflugzeug*. Es erscheint hier durchaus möglich, die ganze aufgewendete Energie während des Arbeitsganges, d. h. während des Niederschlagens der Flügel, zur Erzeugung nutzbringenden Auftriebs oder Vortriebs auszunutzen. Die Schwierigkeit liegt dabei in der Bewegungsumkehr und der Rückführung der Schwingen in die Anfangsstellung des Arbeitsganges ohne Erzeugung schädlicher Nebenwirkungen. Die Bestrebungen der auf diesem Gebiete sich versuchenden Erfinder laufen darauf hinaus, die bei der Aufwärtsbewegung der Schwingen entstehenden abwärts gerichteten Kräfte durch Anordnung von selbsttätig sich öffnenden Jalousieklappen oder durch Zusammenfallen der Flügelfläche oder endlich durch Einstellung der Flügelfläche in die Richtung der Bewegungresultante möglichst unschädlich zu machen. Theoretisch ist die Schaffung eines wirtschaftlich arbeitenden Schwingenflugzeuges sicher möglich, sofern motorischer Antrieb vorgesehen ist. Dagegen dürften die Bestrebungen vieler Laienerfinder, die danach trachten, ein Flugzeug zu schaffen, mittels dessen der Mensch durch eigene Muskelkraft bei ruhender Luft sich zu erheben vermag, kaum jemals Erfolg haben. Nach Lilienthals Versuchen würde hierzu eine Arbeitsleistung von mindestens 1,5 PS erforderlich sein, während der Mensch höchstens 0,25 bis 0,3 PS zu leisten vermag, und auch das nur auf ganz kurze Zeit. Praktische Erfolge haben aber auch die motorisch angetriebenen Schwingenflugzeuge infolge der großen konstruktiven Schwierigkeiten bisher nicht gehabt, ebenso auch nicht die Bestrebungen, durch umlaufende Schaufelräder oder durch Rückstoßwirkung verdichteter Luftmassen oder Gase den erforderlichen Auftrieb zu schaffen. Daher sind hier lediglich die Drachenflugzeuge zu berücksichtigen.

**Stabilität.** Außer einer genügenden Eigengeschwindigkeit und der hiervon in erster Linie abhängigen Tragfähigkeit ist das Haupterfordernis eines brauchbaren Drachenflugzeuges eine genügende Stabilität, d. h. die Fähigkeit, bei Lagenveränderung durch äußere Einflüsse (z. B. Windstöße) die Normallage schnell und sicher wiederzuerlangen bzw. dieser Lagenveränderung einen genügenden Widerstand entgegenzusetzen. Die Änderungen der Gleichgewichtslage können erfolgen durch Drehungen um eine vertikale Mittelachse, um eine horizontale Querachse und um eine horizontale Längsachse. Den ersten beiden Bewegungen wirkt die Längsstabilität, der letzten die Querstabilität entgegen. Zur annähernden Erhaltung der Normallage dienen feste



*Dämpfungs- und Kielflächen*, zur Zurückführung in dieselbe bewegliche Stabilisierungsorgane. Während eine genügende *Längsstabilität* durch Dämpfungs- und Kielflächen möglichst nach den Enden zu sich ziemlich sicher erreichen läßt, bildet die Sicherung einer genügenden *Querstabilität* eine der Hauptschwierigkeiten der Flugtechnik. Ist ein Flugzeug durch einen seitlichen Windstoß um seine horizontale Längsachse geneigt, so muß zur Wiedererlangung der Normallage ein entgegengesetztes Drehmoment künstlich geschaffen werden. Dies geschieht dadurch, daß an der tiefer liegenden Seite der Auftrieb verstärkt, an der höher liegenden dagegen verringert wird, und zwar entweder durch kleine, um horizontale Querachsen drehbare Hilfsflächen, die derart geneigt eingestellt werden, daß an der tieferen Seite die Vorderkante, an der höheren Seite die Hinterkante höher liegt, oder durch schraubenförmige *Verwindung* der Tragflächen selbst. Da hiermit in der Regel einseitige Veränderungen des Stirnwiderstandes verbunden sind, wird eine gleichzeitige Einstellung des Seitensteuers erforderlich. Das Verdienst der Gebrüder Wright ist es, diesen Zusammenhang als erste erkannt und eine diesen Forderungen Rechnung tragende Stabilisierungseinrichtung geschaffen zu haben. Die nähere Erläuterung folgt bei Besprechung des Wrightschen Flugzeuges. Die von Hand zu bewegenden Stabilisierungsvorrichtungen leiden jedoch alle an dem Mangel, daß sie bei sehr plötzlich eintretenden starken Neigungen nicht schnell genug wirken und ständige Aufmerksamkeit erfordern. Man strebt daher danach, automatische, von den Maßnahmen des Flugzeugführers unabhängige Stabilisierungsvorrichtungen zu schaffen. Vielfach vorgeschlagen ist z. B. der Einbau schnell rotierender Kreisel, deren stabilisierende Wirkung sich auf anderen Gebieten, z. B. zur Vermeidung von Schlingerbewegungen von Schiffen usw., bewährt hat. Andere Erfinder wollen durch Pendel, die bei Neigungen des Flugzeuges ihre Lage im Raume beibehalten, automatisch ausgleichende Flächen einstellen. Alle diese Bestrebungen haben bisher keine praktisch brauchbaren Ergebnisse gehabt.

**Steuerung.** Die Steuerungsorgane der Flugzeuge entsprechen im wesentlichen den bei Luftschiffen gebräuchlichen. Hier wie dort dienen zur Seitensteuerung vertikale, zur Höhensteuerung horizontale drehbare oder biegsame Flächen. Die Höhensteuerflächen wirken wie die horizontalen Dämpfungsflächen auch als zusätzliche Tragflächen.

## 2. Einteilung der Drachenflugzeuge.

Die gebräuchlichste Einteilung der Drachenflugzeuge ist die nach der Anzahl der übereinander angeordneten Tragflächen. Man unterscheidet danach *Eindecker*, *Zweidecker*, *Dreidecker* usw. Die Ein- und Zweidecker, zu denen die bei weitem größte Zahl der modernen Flugzeuge gehört, müssen nach dem heutigen Stande der Flugtechnik wohl als gleichwertig betrachtet werden. Dagegen konnten Flugzeuge mit drei und mehr Tragflächen übereinander bisher besondere Erfolge nicht aufweisen. Der Eindecker hat gegenüber dem Zweidecker den Vorteil, daß sein Stirn- und Reibungswiderstand erheblich geringer ist, und daß er infolgedessen bei gegebener Motorleistung eine höhere Geschwindigkeit erreicht. Dagegen hat er den Nachteil, daß die *spezifische Flächenbelastung*, d. h. die Belastung pro Flächeneinheit, in der Regel größer sein muß als beim Zweidecker. Während beim Zweidecker die spezifische Flächenbelastung gewöhnlich zwischen 10 und 15 kg pro Quadratmeter beträgt, steigt sie beim Eindecker bis über 40 kg pro Quadratmeter. Dies hat darin seinen Grund, daß es natürlich konstruktiv sehr viel leichter ist, ein bestimmtes Flächenmaß in zwei kleineren Tragflächen unterzubringen, die gegeneinander abgestützt und verspannt werden können, als in einer großen, welche die erforderliche Festigkeit in sich besitzen muß und höchstens mit dem Rumpf des Flugzeuges verspannt werden kann. Infolge der geringeren Tragflächengröße wird daher für den Eindecker die größere Geschwindigkeit, die wegen des kleineren Stirnwiderstandes erreichbar ist, auch durchaus erforderlich, um die zum Schweben nötige Auftriebskraft zu gewinnen. Der Zweidecker besitzt also die größere Tragfähigkeit, der Eindecker die größere Geschwindigkeit.

Die Stabilitätseigenschaften hängen weniger von der Anzahl der Tragdecke als von der besonderen Ausführung des Flugzeuges ab.



### 3. Allgemeine Konstruktionsprinzipien der Drachenflugzeuge.

Die Hauptteile eines Drachenflugzeuges sind: Rumpf, Tragflächen, Steuerungsorgane, Stabilisierungsorgane, Motor, Propeller, Fahrgestell.

Der **Rumpf** dient dazu, die Anbringung der Dämpfungs- und Steuerungsorgane in einer zur Sicherung der Längsstabilität nötigen größeren Entfernung vom Druckmittelpunkt (Luftwiderstandsmittelpunkt) zu ermöglichen. Er ist in der Regel als Fachwerkträger von rechteckigem oder dreieckigem, nach hinten zu sich verjüngendem Querschnitt aus Holz oder Stahlrohren hergestellt.

Die **Tragflächen** werden in ihrer Größe durch den Typ des Fahrzeuges, ob Eindecker oder Zweidecker, und durch die hiervon abhängige spezifische Flächenbelastung beeinflusst. Sie besitzen gewöhnlich in der Flugrichtung eine parabolische Wölbung, deren Pfeilhöhe  $\frac{1}{12}$ — $\frac{1}{20}$  der Flächenbreite beträgt. Das Verhältnis der Spannweite zur Tiefe liegt meist zwischen 5:1 bis 8:1, die Winkelstellung der Tragflächen zur Propellerachse zwischen  $3^\circ$  und  $9^\circ$ . Das Gerippe besteht gewöhnlich aus einer Anzahl längslaufender, nebeneinander liegender gewölbter Rippen, die durch mehrere querliegende, über die ganze Breite der Tragflächen durchlaufende Stangen oder Träger miteinander verbunden sind. Bei Doppeldeckern sind die übereinander liegenden Flächen durch senkrechte Stangen gegeneinander abgestützt. Zur Verspannung der einzelnen Teile gegeneinander dient Klaviersaitendraht; zur Bespannung der Tragflächen, die zur Vermeidung von schädlichen Luftwirbeln meist unten und oben geschieht, nimmt man fast stets gummierten Ballonstoff.

Die **Steuerungsorgane** sind Seitensteuer, Höhensteuer und bewegliche Stabilisierungsflächen. In ihrer Anordnung weichen die einzelnen Flugzeugtypen außerordentlich voneinander ab. Die Seiten- und Höhensteuer liegen, um ein wirksames Drehmoment zu schaffen, tunlichst weit von der Drehachse entfernt. Bei Zweideckern ist die gebräuchlichste Anordnung wohl die, daß das Seitensteuer hinten, das Höhensteuer vorn liegt. Bei Eindeckern liegt auch das Höhensteuer meist hinten. Bei Flugzeugen, die besondere bewegliche Stabilisierungssteuer besitzen, sind diese gewöhnlich an den Hinterkanten der Tragflächen angelenkt, bei manchen Doppeldeckern auch zwischen den Flächen angeordnet.

Die festen **Dämpfungflächen** liegen meist am Hinterende des Rumpfes. Auf feste horizontale Dämpfungflächen hat man bei vielen Flugzeugtypen ganz verzichtet, da hierfür die Tragflächen und Höhensteuer ausreichen; dagegen sind vertikale Kielflächen bei fast allen Flugzeugen vorhanden. Von dem Einbau senkrechter Längswände zwischen die Tragflächen der Doppeldecker ist man wieder abgekommen, da diese den seitlichen Windstößen zuviel Angriffsfläche bieten und das Flugzeug abtreiben.

Der **Motor** ist ein für die Anforderungen des dynamischen Flugzeuges besonders konstruierter Benzinmotor. Vgl. Abteilung „Verbrennungsmaschinen“. Die an einen brauchbaren Flugmotor zu stellenden Anforderungen sind S. 572 erörtert. Bei Eindeckern ist der Motor im Rumpf eingebaut, bei Doppeldeckern meist auf die untere Tragfläche aufgesetzt.

Als **Propeller** dienen bei den Drachenflugzeugen wohl ausschließlich Luftschrauben, die um horizontale Längsachsen rotieren. Sie sind entweder vor den Tragflächen angeordnet als *Zugschrauben*, oder hinter den Tragflächen als *Druckschrauben*. Der Antrieb erfolgt entweder direkt, d. h. die Schraube sitzt auf der Motorwelle, oder indirekt mittels besonderer Übertragungsorgane (Ketten, Stirnräder, Kegelräder). Letzteres geschieht, unter Übersetzung ins Langsame, um größere, ökonomischer arbeitende Propeller verwenden zu können, doch gleichen die durch das Übersetzungsgetriebe geschaffenen Reibungsverluste diesen Vorteil wieder aus. Die meisten Flugzeugtypen haben nur eine in der mittleren Längsachse angeordnete Schraube; nur wenige benutzen zwei nebeneinander gegenläufig arbeitende Propeller. Auch in letzterem Falle ist in der Regel, um beiderseitig gleichen Schraubenzug zu erzielen, nur ein Motor vorhanden, der durch Übertragungsorgane beide Propeller antreibt. Die große Gefahr des Zweischraubensystems liegt darin, daß, sobald ein Propeller aussetzt, sei es durch Bruch der Übertragungsorgane, Flügelbruch od. dgl., sofort ein einseitiger Schraubenzug entsteht, der die Stabilität des Flugzeuges aufs äußerste gefährdet. Durch automatisch wirkende Vorrichtungen, die bei Aussetzen eines



Propellers den zweiten selbsttätig ausschalten, kann dieser Gefahr vorgebeugt werden. — Jeder Schraubenpropeller erzeugt ein seinem Drehsinn entgegengerichtetes Reaktionsmoment. Bei Anordnung zweier gegenläufiger Schrauben heben sich diese Reaktionsmomente auf; ist jedoch nur eine Schraube vorhanden, so bleibt ein freies Reaktionsmoment bestehen, das bestrebt ist, das Flugzeug dem Schrauben-Drehsinn entgegen um seine horizontale Längsachse zu neigen. Dieses Kippmoment muß durch geeignete Vorkehrungen wieder beseitigt werden. In der Regel geschieht dies dadurch, daß man der einen Tragflächenseite durch stärkere Neigung einen größeren Auftrieb verleiht, oder dadurch, daß man die andere Tragflächenseite durch ein Gewicht beschwert.

Das **Fahrgestell** vereinigt in sich die zum Abfliegen und Landen des Flugzeuges nötigen Organe. Der Abflug erfolgt meist in der Weise, daß das Flugzeug, das bis zur Erreichung der Höchstleistung des Motors festgehalten wird, nach dem Loslassen unter dem Einfluß des Schraubenzuges bei horizontal gestelltem Höhensteuer auf *Laufrädern* auf dem Erdboden anfährt. Ist die zum Schweben nötige Geschwindigkeit erreicht, so wird das Höhensteuer aufgerichtet, und das Flugzeug erhebt sich. Zur Aufnahme der Stöße beim Landen sind die Laufräder federnd gelagert; auch sind bei den modernen Flugzeugen noch *Gleitkufen* vorgesehen, die in Wirksamkeit treten, wenn die Radfedern bis zu einem gewissen Grade zusammengedrückt sind, und die Räder vor zu starken Stößen schützen, auch das Flugzeug infolge der stärkeren Reibung beim Landen schneller zum Stillstand bringen.

---

## II. Drachenflugzeuge.

Die Zahl der praktisch brauchbaren Drachenflugzeugtypen ist bereits so groß, daß eine Besprechung aller hier unmöglich ist. Es sollen daher nur diejenigen Systeme Berücksichtigung finden, die für die Entwicklung der Flugtechnik am bedeutungsvollsten gewesen sind oder infolge ihrer konstruktiven Eigenart besondere Erfolge erwarten lassen.

### 1. Zweidecker (Doppeldecker).

a) **Amerika.** Wenn auch Amerika hinsichtlich seiner Bedeutung für die Entwicklung der Flugtechnik von Frankreich weitaus übertroffen wird, so betrachten wir doch die amerikanischen Flugzeuge an erster Stelle, da als Schöpfer des modernen Drachenflugzeuges die Brüder Orville und Wilbur Wright, zwei Amerikaner, wohl unumstritten zu gelten haben.

O. und W. Wright. Nicht einem glücklichen Zufall, sondern jahrelangen Versuchen verdanken die Brüder Wright ihren schließlichen großen Erfolg. Sie begannen 1900, angeregt durch die Erfolge Lilienthals, Chanutes und Herrings, mit Gleitflugversuchen, und zwar benutzten sie hierzu einen Doppeldecker, der bereits viele Merkmale des modernen Wright-Flugzeuges, z. B. vorn ein Höhensteuer, hinten ein Seitensteuer und Gleitkufen unter den Tragflächen zum Schutz bei der Landung, aufwies. Der Fliegende lag auf der unteren Tragfläche auf dem Bauch, und das Flugzeug wurde zur Einleitung des Abfluges von zwei Männern gegen den Wind geschleudert. Mit einem solchen Apparat, der in den Einzelheiten ständig verbessert wurde, führten die Gebrüder Wright 1900—1903 viele wohlgelungene Gleitflüge aus. Im Jahre 1903 taten sie dann den entscheidenden Schritt, indem sie durch Einbau von Motor und Propellern das Gleitflugzeug zum Drachenflugzeug umwandelten. Mit diesem gelangen ihnen dann 1904 Flüge bis zu einer Länge von 4,5 km. Es stellte sich jedoch heraus, daß die Querstabilität nicht genügte, und es bedurfte abermals jahrelanger Studien, bevor es gelang, dieses schwierigste Problem der Flugtechnik zu lösen, durch die geniale Erfindung der *Verwindung* der Tragflächen unter gleichzeitiger zwangsläufiger Bewegung des Seitensteuers. Im Jahre 1908 begab sich dann Wilbur Wright mit seinem Flugzeug nach Frankreich und bewies dort durch seine erfolgreichen Flüge, daß das Problem des dynamischen Fluges gelöst sei. Der bei diesen Flügen verwendete Apparat muß noch heute als brauchbares Flugzeug gelten und ist für eine große Zahl späterer Konstruktionen vorbildlich gewesen; eine eingehendere Besprechung erscheint daher am Platze (Fig. 1257—1261).



Die beiden in einem Abstand von 1,80 m übereinander angeordneten Tragflächen haben eine Spannweite von 12,50 m, eine Tiefe von 2 m und einen Gesamtflächeninhalt von ca. 50 qm. Sie sind nur sehr leicht gewölbt, da die Pfeilhöhe nur  $\frac{1}{25}$  der Flächentiefe beträgt, und durch 16 vertikale Streben in zwei Reihen zu je acht gegeneinander abgestützt. Die vordere Strebenreihe ist mit der Vorderkante der Tragflächen starr verbunden, während die hintere noch ca.  $\frac{1}{3}$  der Tragfläche hinter sich freiläßt, so daß die Hinterkanten eine gewisse Elastizität erhalten. Von der hinteren Strebenreihe sind nur die beiden Mittelstreben starr mit den Tragflächenträgern verbunden, während die anderen gelenkig befestigt sind, um die Verwindung zu ermöglichen.

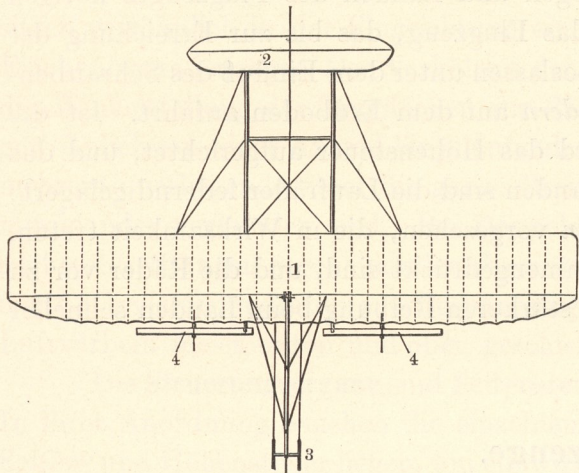


Fig. 1257. Aufsicht.

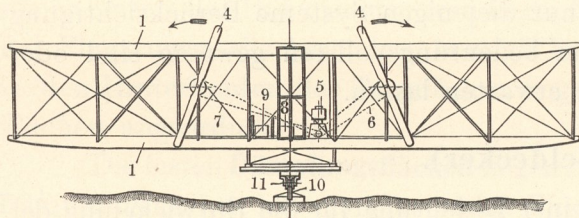


Fig. 1258. Rückansicht.

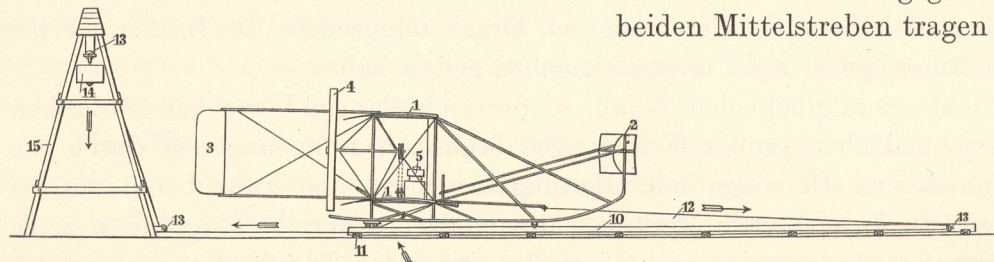


Fig. 1259. Seitenansicht und Startvorrichtung.

Fig. 1257—1259. Wrights Flugzeug (1 Tragflächen, 2 Höhensteuer, 3 Seitensteuer, 4 Schraubenpropeller, 5 Motor, 6 offene Kette, 7 gekreuzte Kette, 8 Führersitz, 9 Passagiersitz, 10 Startschiene, 11 Laufrolle, 12 Seil, 13 Führungsrollen, 14 Fallgewicht, 15 Fallblock).

nach zwischen den beiden Steuerflächen sind dreiarmlige Winkelhebel ebenfalls um horizontale Querachsen drehbar gelagert, deren beide in der Ruhelage annähernd horizontale Hebelenden verschieden lang sind. Das vordere, kürzere Hebelende ist mit der Vorderkante der Höhensteuerflächen, das hintere, längere mit der Hinterkante der Höhensteuerflächen verbunden, und zwar geschieht die Verbindung beider durch angelenkte Zugstangen. Am Vertikalarm der Winkelhebel greifen die vom Führersitz aus durch Vor- und Zurücklegen eines Handhebels zu bewegenden Hauptzugstangen an. Durch diese sinnreiche Einrichtung wird erreicht, daß die Höhensteuerflächen, die in der Normallage eine den Tragflächen gleiche Wölbung und Neigung besitzen und mithin als zusätzliche Tragflächen wirken, beim Zurücklegen des Handhebels infolge des größeren Ausschlages der Hinterkante eine stärkere Wölbung erfahren, mithin die gewollte Auftriebswirkung verstärken, beim Nachvornlegen des Hebels

auf der unteren Tragfläche ist der Motor angeordnet, der durch einen offenen und einen gekreuzten Kettenantrieb unter Übersetzung ins Langsame zwei gegenläufige, hinter den Tragflächen nebeneinander angeordnete Holzpropeller von 2,80 m Durchmesser antreibt. Der gekreuzte Kettentrieb macht die Anordnung von Kettenführungsrohren erforderlich, die mit dem Traggerüst starr verbunden sind. In einer Entfernung von 2,50 m hinter der Hinterkante der Tragflächen sind an einem rahmenartigen Gestell zwei in einem Abstand von 0,5 m nebeneinander liegende Seitensteuerflächen von 1,80 m Höhe und 0,60 m Länge vorgesehen. Vorn in einer Entfernung von 3,50 m von der Vorderkante der Tragflächen liegt das eigenartig konstruierte Höhensteuer (s. Fig. 1261). Es besteht aus zwei in einem Abstand von 0,80 m übereinander angeordneten Flächen von 4,50 m Breite und 0,75 m Tiefe. Durch vier Vertikalstreben, von denen zwei an den Enden, zwei mehr nach der Mitte zu liegen, sind die beiden Höhensteuerflächen gegeneinander abgestützt. Die beiden Mittelstreben tragen halbmondförmige, in der

Flugrichtung liegende Kielflächen. Beide Höhensteuerflächen sind um ihre Befestigungspunkte an den vertikalen Seitenstreben, die etwas vor der Flächenmitte liegen, drehbar. Der Höhe



dagegen ihre Wölbung verringern, eventuell sogar umkehren und somit ebenfalls die gewünschte Abtriebswirkung vergrößern.

Eigenartig ist auch die (heute wohl kaum noch angewendete) Startmethode der Wrights. Das Original-Wright-Flugzeug besitzt nämlich keine Laufräder, sondern nur Schlittenkufen und wird zur Einleitung des Abfluges durch die Energie eines fallenden Gewichtes gewissermaßen abgeschossen. Hierzu wird eine besondere Vorrichtung benutzt, die in ihren Hauptteilen aus einer ca. 20 m langen Schiene (hochkant gestelltes Brett), einem ca. 8 m hohen Fallgerüst, einem Fallgewicht und einem langen Zugseil besteht. Das Flugzeug steht (Fig. 1259) mit seinen Kufen auf einem kleinen, mit zwei hintereinander angeordneten Laufrollen versehenen Wagen auf dem Hinterende der Schiene. Das Zugseil greift mit einer Öse über einen am Vorderende des Flugzeuges angebrachten Winkelhaken, läuft von dort zum Vorderende der Schiene und über Führungsrollen an der Schiene zurück zur Spitze des hinter dem Flugzeug stehenden Fallblockes, wo sein anderes Ende mit dem Fallgewicht verbunden ist. Bis zum Augenblick des Abfluges wird das Flugzeug mittels eines Halteseils mit ausklinkbarem, vom Führer auszulösendem Haken festgehalten. Ist der Motor angedreht und hat seine erforderliche Tourenzahl erreicht, so wird das Höhensteuer abwärts gerichtet und das Halteseil ausgeklinkt. Unter dem Einfluß der Zugkraft des Fallgewichtes schnellert der Apparat dann vorwärts, wobei er durch das abwärts gerichtete Höhensteuer zunächst auf die Startschiene niedergedrückt wird. Kurz vor Verlassen der Startschienen wird das Höhensteuer dann mit plötzlichem Ruck aufwärts gestellt, und das Flugzeug steigt auf. — Diese Startmethode bietet den Vorteil, daß jedes Gelände zum Aufstieg benutzt werden kann, während auf Rädern anfahrnde Flugzeuge ein ebenes und festes Terrain benötigen, um die zum Schweben erforderliche Geschwindigkeit zu erlangen. Sie hat jedoch den Nachteil, daß das Flugzeug stets nur dort aufsteigen kann, wo sich seine Startvorrichtung befindet.

Das Hauptverdienst der Brüder Wright liegt in der genialen Lösung des Problems der Seitenstabilität. Die ihnen in allen Kulturstaaten patentierte *Verwindung* der Tragflächen unter gleichzeitiger zwangsläufiger Einstellung des Seitensteuers dürfte noch heute die vollkommenste von Hand zu bewegende Stabilisierungsvorrichtung darstellen. Die Wirkung dieser Einrichtung läßt sich an der schematischen Darstellung Fig. 1260 erläutern. Der Deutlichkeit halber ist dort nur jede zweite Vertikalstrebe eingezeichnet; auch ist die Flächenverwindung, die in Wirklichkeit nur sehr gering ist, übertrieben dargestellt. Das in Richtung des Pfeiles 0 vorwärts fliegende Flugzeug möge von einem seitlichen Windstoß aus der Richtung des Pfeiles 00 getroffen werden. Dieser wird den Flugapparat um seine horizontale Längsachse nach rechts überneigen. Um die Normallage wiederzugewinnen, muß also der Auftrieb auf der rechten Tragflächenseite verstärkt, auf der linken verringert werden. Zu diesem Zwecke werden die Tragflächen derart schraubenförmig verwunden, daß die Hinterkanten  $I_1$  und  $II_1$  der rechten Tragflächenhälften nach abwärts, die Hinterkanten I und II der linken Tragflächenhälften nach aufwärts gezogen werden. Die ausgleichende Auftriebsänderung ist

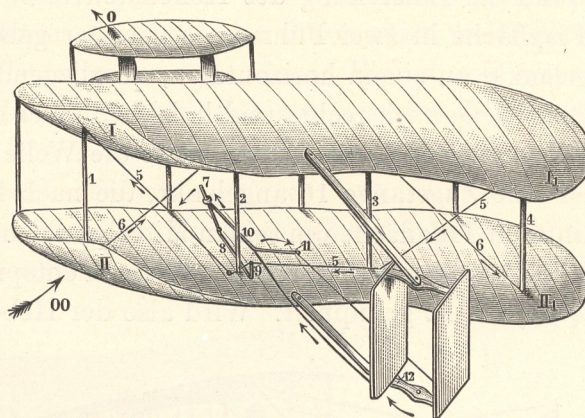


Fig. 1260. Verwindung und Steuerung beim Wrightschen Flugzeug (00 Richtung des Windstoßes, 0 Fahrtrichtung, I/II aufwärtsgebogene linke Tragflächenenden,  $I_1/II_1$  abwärtsgebogene rechte Tragflächenenden, 1, 2, 3, 4 hintere Verbindungsstreben, 5, 6 Drahtzüge zur Verwindung, 7 Handhebel für Seitensteuerung und Verwindung, 8 längslaufende Welle für Verwindung, 9 Hebel für Drahtzüge zur Verwindung, 10 Zugstange zur Seitensteuerung, 11, 12 Steuerjoch zur Seitensteuerung).

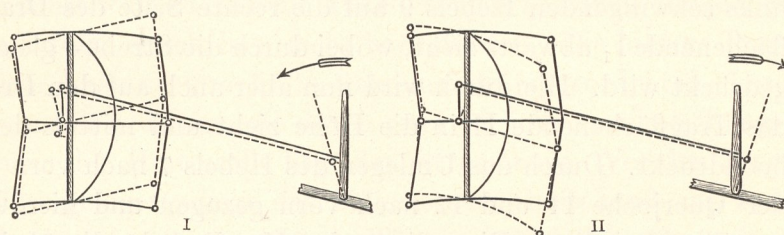


Fig. 1261. Höhensteuerung beim Wrightschen Flugzeug (I ——— Höhensteuer normal, - - - - - Höhensteuer abwärts gerichtet, Wölbung verringert; II ——— Höhensteuer normal, - - - - - Höhensteuer aufwärts gerichtet, Wölbung verstärkt).

Das Hauptverdienst der Brüder Wright liegt in der genialen Lösung des Problems der Seitenstabilität. Die ihnen in allen Kulturstaaten patentierte *Verwindung* der Tragflächen unter gleichzeitiger zwangsläufiger Einstellung des Seitensteuers dürfte noch heute die vollkommenste von Hand zu bewegende Stabilisierungsvorrichtung darstellen. Die Wirkung dieser Einrichtung läßt sich an der schematischen Darstellung Fig. 1260 erläutern. Der Deutlichkeit halber ist dort nur jede zweite Vertikalstrebe eingezeichnet; auch ist die Flächenverwindung, die in Wirklichkeit nur sehr gering ist, übertrieben dargestellt. Das in Richtung des Pfeiles 0 vorwärts fliegende Flugzeug möge von einem seitlichen Windstoß aus der Richtung des Pfeiles 00 getroffen werden. Dieser wird den Flugapparat um seine horizontale Längsachse nach rechts überneigen. Um die Normallage wiederzugewinnen, muß also der Auftrieb auf der rechten Tragflächenseite verstärkt, auf der linken verringert werden. Zu diesem Zwecke werden die Tragflächen derart schraubenförmig verwunden, daß die Hinterkanten  $I_1$  und  $II_1$  der rechten Tragflächenhälften nach abwärts, die Hinterkanten I und II der linken Tragflächenhälften nach aufwärts gezogen werden. Die ausgleichende Auftriebsänderung ist



hiermit geschaffen. Mit dieser Auftriebsänderung wird aber gleichzeitig eine Änderung des Stirnwiderstandes eintreten. Die abwärts gezogenen Enden  $I_1$  und  $II_1$  werden stärkeren, die im Windschatten der vorderen Tragflächenseite liegenden aufwärts gezogenen Enden I und II geringeren Widerstand erfahren. Infolgedessen wird die linke Flugzeughälfte sich beschleunigt, die rechte verzögert vorwärts bewegen, d. h. der Apparat wird bestrebt sein, eine Wendung nach rechts zu machen. Dem muß durch Einstellung des Horizontalsteuers nach links entgegengewirkt werden, was durch eine einzige Hebelbewegung gleichzeitig mit der Verwindung geschieht, nämlich durch Hebel 7, der von der rechten Hand des Flugzeugführers bedient wird, während der linken Hand die Einstellung des Höhensteuers obliegt. Hebel 7 ist am Vorderende der auf der unteren Tragfläche in zwei Führungen drehbar gelagerten Welle 8 befestigt, jedoch nicht starr, sondern gelenkig an einem horizontalen, querliegenden Drehzapfen, so daß er außer einer Drehung in der Querebene nach rechts und links, wobei er die Welle 8 dreht, auch eine Bewegung nach vorn und hinten auszuführen vermag, ohne die Welle 8 zu beeinflussen. Ungefähr in der Mitte des Hebels 7 ist eine Zugstange 10 angelenkt, die nach hinten schräg abwärts zum linken Ende eines auf der unteren Tragfläche um seinen Mittelpunkt horizontal drehbaren Querjoches 11 führt. Dieses Querjoch 11 ist durch Zugorgane mit einem entsprechenden, die beiden Seitensteuerflächen verbindenden Querjoch 12 gekuppelt. Wird also der Hebel 7 ohne Drehung in der Querebene nach vorn gelegt,

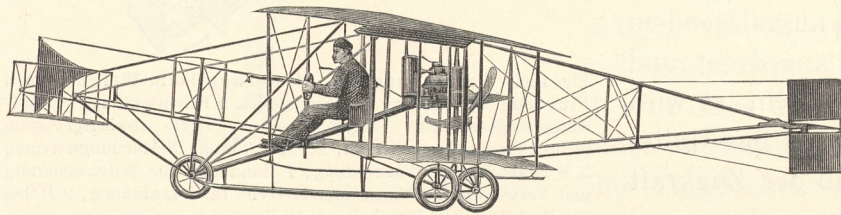


Fig. 1262. Zweidecker Herring-Curtiß (1909).

so wird auf die linken Hebelarme der Querjoch 11 und 12 ein Zug ausgeübt, und die Seitensteuer werden nach links gestellt. Am Hinterende der Welle 8 ist ein dem Hebel 7 paralleler, nach oben gerichteter Hebel 9 starr befestigt. Vom freien Ende dieses Hebels 9 läuft nun ein

Stahldraht nach beiden Seiten zunächst über Rollen am Fuße der Vertikalstreben 2 und 3 und von dort zu den oberen Enden der Vertikalstreben 1 und 4. Vom Fußende der Strebe 1 führt ein zweiter Stahldraht 6 über Rollen an den Kopfenden der Streben 2 und 3 zum Fußende der Strebe 4. Wird nun der Handhebel 7 nach links und gleichzeitig nach vorn gelegt, so wird mittels des gleichfalls nach links schwingenden Hebels 9 auf die rechte Seite des Drahtes 5 ein Zug ausgeübt, der das Tragflächenende  $I_1$  abwärts zieht, wobei durch die Strebe 4 gleichzeitig das Tragflächenende  $II_1$  abwärts gedrückt wird. Hierdurch wird nun aber auch auf den Draht 6 ein Zug nach rechts ausgeübt, der das Tragflächenende II in die Höhe zieht und mittels der Strebe 1 auch das Tragflächenende I hochdrückt. Durch das Umlegen des Hebels 7 nach vorn werden aber auch die linken Hebelarme der Querjoch 11 und 12 nach vorn gezogen und hierdurch die Seitensteuerflächen nach links gestellt. Bei dieser Einstellung des Handhebels, die übrigens durchaus im Sinne der unwillkürlichen Körperbewegung liegt, wird also das nach rechts geneigte Flugzeug unter Beibehaltung seiner Seitenrichtung die Normallage alsbald wieder einnehmen. — Die Längsstabilität des Wright-Flugzeuges wird lediglich durch das vorn liegende Höhensteuer (Fig. 1261) erhalten. Da hierdurch die Aufmerksamkeit des Führers außerordentlich in Anspruch genommen wird, erhalten die in Deutschland erbauten Wright-Flugzeuge neuerdings hinter den Steuerflächen noch horizontale Dämpfungsflächen, wodurch die Längsstabilität wesentlich erhöht wird. Bei den neuesten Ausführungen des Wright-Flugzeuges ist das vordere Höhensteuer gänzlich beseitigt und statt dessen ein hinteres am Ende des Rumpfes angeordnet. Auch werden die deutschen Apparate jetzt mit Laufrädern zwischen den Kufen versehen, da die stärkeren Motoren ein Auffliegen durch Anfahren auf dem Boden mit verhältnismäßig kurzer Anlaufstrecke gestatten. Das Flugzeug ist infolgedessen nicht mehr auf eine besondere Startvorrichtung angewiesen.

Herring-Curtiß. Nächst dem Wrightschen ist wohl das Flugzeug von Herring-Curtiß (Fig. 1262) unter den amerikanischen das bedeutungsvollste. Die beiden Tragflächen sind starr und durch Vertikalstreben gegeneinander abgestützt. Zur Erhaltung der Querstabilität dienen Hilfsflächen,



die, um horizontale Querachsen schwingend, zu beiden Seiten zwischen den Tragflächen angeordnet sind und durch die Oberkörperbewegungen des Führers mittels einer beweglichen Lehne verstellt werden. Ähnlich wie bei Wright ist das weit nach vorn liegende Höhensteuer doppelflächig und trägt zwischen den Horizontalflächen eine kleine vertikale Kielfläche. Die Krümmung der Horizontalflächen ist jedoch nicht veränderlich. In größerem Abstände hinter den Tragflächen sitzt an Auslegerarmen eine horizontale Starrfläche und senkrecht dazu das Seitensteuer. Der Motor ist Curtißscher Konstruktion und treibt direkt eine hinter den Tragflächen arbeitende Holzschraube. Das Flugzeug ruht auf drei federnden Laufrädern, zwischen denen eine Kufe zur Aufnahme stärkerer Landungsstöße vorgesehen ist.

**b) Frankreich.** Santos Dumont. Der Brasilier Santos Dumont, der durch seine vielen Versuche in der Luftschiffahrt und Flugtechnik bekannt ist, war der erste, der in Europa mit einem Drachenflugzeug einen öffentlichen Flug ausführte. Mit einem Doppeldecker gelang es ihm 1906, eine Strecke von ca. 220 m fliegend zurückzulegen. Für die technische Weiterentwicklung des Flugwesens ist dieser Versuch jedoch bedeutungslos geblieben.

Voisin. Das Drachenflugzeug der Gebr. Voisin, die in Frankreich nächst Santos Dumont als die ersten sich mit der Flugtechnik befaßten, besteht in seiner Urform aus zwei in einem Abstand von 4 m hintereinander angeordneten, durch einen versteiften Träger miteinander verbundenen, kastendrachenartigen Tragzellen (Fig. 1263). Die vordere, größere Tragzelle besitzt zwei in einem Höhenabstand von 1,5 m übereinander angeordnete Tragflächen von 10 m Breite und 2 m Länge und ist in der Urform und auch noch bei einigen späteren Ausführungen durch vier vertikale Längswände, zwei seitliche und zwei mehr nach der Mitte zu liegende, in drei Einzelzellen unterteilt. Bei der Mehrzahl der später, besonders für die berühmten Flugzeugführer Henri Farman und Delagrange, gebauten Apparate wurden die vertikalen Längswände der Vorderzelle wieder fortgelassen, da das Flugzeug bei Seitenwind hierdurch zu sehr abgetrieben wurde. Auch sonst wurden einzelne Abänderungen getroffen, die jedoch den Typ, der 1908 und 1909 bedeutende Erfolge erzielt hat, nicht beeinflussen. Die hintere Tragzelle besteht aus zwei, ebenfalls in einem Abstand von 1,5 m übereinander angeordneten, horizontalen Tragflächen von 2,50 m Breite und 2 m Länge, die durch zwei seitliche vertikale Längswände verbunden sind. In der Mittelebene der Hinterzelle liegt das Seitensteuer. Vor den Tragflächen, an einem obeliskentartigen Träger gelagert, liegt das Höhensteuer, bestehend aus zwei nebeneinanderliegenden, durch die Drehachse starr verbundenen Flächen. Sämtliche Steuervorrichtungen regiert ein einziges Organ, nämlich ein Automobilsteuerrad, das auf einer in einer Seiltrommel verschiebbar gelagerten Vierkantstange sitzt. Durch Vor- und Zurückschieben des Rades wird das Höhensteuer verstellt, durch Drehen des Rades die Seiltrommel gedreht, und mittels dieser durch sich auf- und abwickelnde Seile das Seitensteuer verstellt. Zwischen die Steuerradwelle und die zum Höhensteuer führende Zugstange ist ein Kardangelen geschaltet, um die Drehung zu ermöglichen. Der auf der unteren Tragfläche angeordnete Motor treibt direkt eine Schraube von 2,3 m Durchmesser, die in einem Ausschnitt der unteren Tragfläche arbeitet. Das Fahrgestell besteht aus vier Laufrädern, zwei kleineren unter der Hinterzelle und zwei größeren unter der Vorderzelle, die um senkrechte Achsen drehbar sind, um beim Landen bei Seitenwind sich in die tatsächliche Bewegungsrichtung einstellen zu können. Die vordere Laufradkonstruktion ist höchst elastisch, da durch Anordnung von 1,5 m langen Schraubenfedern ein Durchfedern um 60 cm möglich ist; sie ist jedoch auch sehr schwer. Wenn das Flugzeug auf allen vier Rädern steht, bilden die Tragflächen einen Winkel von  $10^{\circ}$  gegen die Horizontale. Beim Anlauf hebt sich das leichte Hinterteil zunächst vom Boden ab, worauf das Flugzeug infolge der verringerten

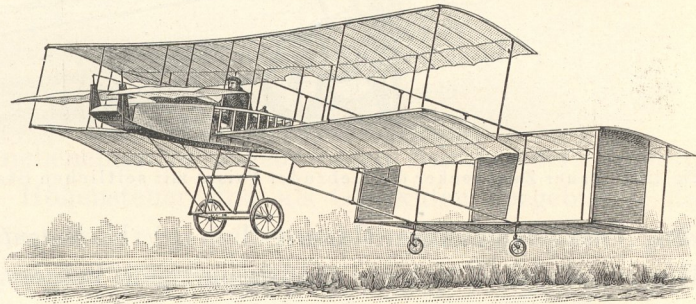


Fig. 1263. Voisin-Zweidecker (älterer Typ, 1908/09).



Tragflächenneigung und des hierdurch geringeren Luftwiderstandes eine größere Geschwindigkeit erlangt und dann durch Aufrichten des Höhensteuers zum Schweben gebracht wird.

Die Gebr. Voisin haben außer diesem älteren Typ jetzt einen neuen, *Renntyp* (Fig. 1264) genannt, auf den Markt gebracht, der in vieler Hinsicht dem Herring-Curtißschen Flugzeug ähnelt. Die vertikalen Längswände sind hier fortgelassen; der Steuerschwanz trägt nur eine Horizontalfläche, darunter ein Seitensteuer. Zur Querstabilisierung dienen bei diesem Voisin-schen Renntyp zwei zu beiden Seiten zwischen den Tragflächen angeordnete, um horizontale Querachsen schwingende Hilfsflächen. Auch das Fahrgestell ist gegenüber dem alten Typ erheb-

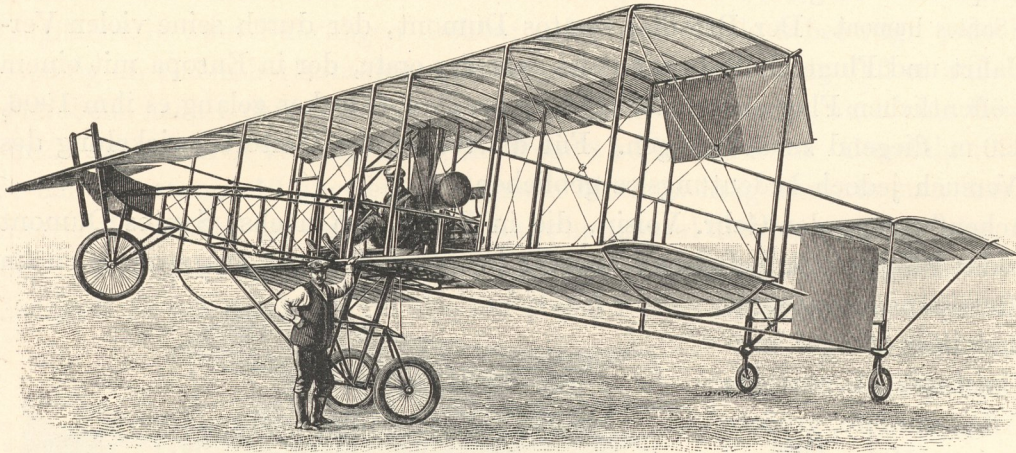


Fig. 1264. Neuer Zweidecker der Gebrüder Voisin mit seitlichen Stabilisierungsflächen (Renntyp).

lich einfacher und leichter geworden. Unter dem Träger für das Höhensteuer ist zur Vermeidung des Vornüberkippens noch ein weiteres Laufrad angeordnet. Völlig abweichend vom Normalen ist jedoch das allerneueste, im Frühjahr 1911 herausgekommene Voisin-Flug-

zeug, der sogenannte *Canard*-Typ (d. h. *Ententyp*). Hier liegen die Haupttragflächen am Hinterende eines langen, obeliskentypigen Trägers, dessen Vorderende Höhen- und Seitensteuer trägt. Die Haupttragzelle, die mit seitlichen Abschlußwänden und an den Tragflächen angelenkten Stabilisierungsklappen versehen ist, bildet also den hinteren Abschluß des Flugzeuges. Infolgedessen erweckt dieses Flugzeug in der Luft den Eindruck, als ob es mit dem Schwanze voran fliegt. Es erscheint zweifelhaft, ob diese eigenartige Anordnung Nachahmung finden wird.

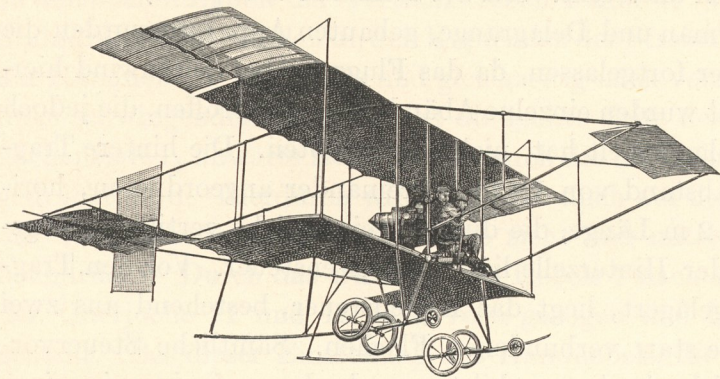


Fig. 1265.

Der neue Zweidecker Henri Farmans im Fluge mit drei Personen.

Stabilität besondere Stabilisierungsvorrichtungen an, bestehend aus zu beiden Seiten an den Hinterkanten der Tragflächen angeordneten, um ihre Vorderkante drehbaren Hilfsflächen (ailerons). Die kastenförmige hintere Steuerzelle wurde längere Zeit beibehalten; dann wurden auch hier die vertikalen Seitenwände entfernt und anstatt eines Seitensteuers zwei nebeneinanderliegende verwendet. Bei der neuesten Ausführungsform des Flugzeuges (Fig. 1265) ist nur noch eine horizontale Schwanzfläche und ein diese Fläche kreuzendes, mit entsprechendem Schlitz versehenes Seitensteuer beibehalten. Die obere Tragfläche besitzt eine erheblich größere Spannweite als die untere und trägt allein noch die Hilfsflächen zur Stabilisierung, während die untere Tragfläche starr ist. Die Hilfsflächen können vom Steuerhebel aus nach oben oder unten verstellt werden. Das Fahrgestell besteht aus zwei längslaufenden Schlittenkufen, deren jede unterhalb der Tragflächen zwei seitliche Laufräder trägt, so daß also vorn vier Laufräder nebeneinander liegen. Die Kufen hängen mittels starker Kautschukbänder an den Radachsen, so daß die Räder bei starkem



Landungsstoß nachgeben und die Kufen zur Wirkung kommen können. Vor den Laufrädern tragen die Schlittenkufen noch kleine Laufrollen. Unter dem Steuerschwanz ist kein Laufrad, sondern nur eine nachgiebige Stütze vorgesehen. Der Farman-Doppeldecker wird in Frankreich in den eigenen Werkstätten des Konstrukteurs, in Deutschland von der „Aviatik“, G. m. b. H. in Mühlhausen, und von den „Albatros-Werken“ in Johannisthal erbaut. Farman verwendet zum Antrieb fast ausschließlich den *Gnôme-Rotationsmotor* (vgl. Abteilung „Verbrennungsmaschinen“, Fig. 264 u. 265, S. 130), die Aviatik G. m. b. H. den deutschen *Argus-Motor*; die Albatros-Werke liefern das Flugzeug sowohl mit Argus- wie mit Gnôme-Motor.

Maurice Farman. Auch der Bruder Henri Farman, Maurice Farman, hat einen Zweidecker konstruiert (Fig. 1266). An Voisin erinnern die zwischen den Haupttragflächen vorgesehenen vertikalen Längswände sowie die Steuereinrichtung mittels Handrad, an Henri Farman die an der unteren Tragfläche angeordneten Hilfsflächen zur Stabilisierung sowie der Steuerschwanz, der aus zwei übereinanderliegenden

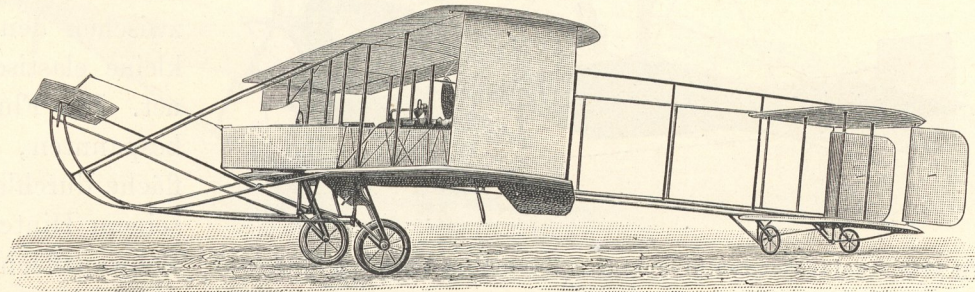


Fig. 1266. Zweidecker von Maurice Farman.

Tragflächen sowie zwei dahinter liegenden, nebeneinander angeordneten Seitenstauern besteht. Die Träger für das vorn liegende einflächige Höhensteuer sind als Gleitkufen ausgebildet; das Fahrgestell besteht aus zwei vorderen größeren und zwei hinteren kleineren Laufrädern. Mit diesem Flugzeug sind bereits eine Reihe erfolgreicher Flüge ausgeführt worden.

Sommer. Ein weiterer erfolgreicher französischer Doppeldecker ist der von Roger-Sommer (Fig. 1267), der auch in Deutschland von den Albatros-Werken gebaut wird. Er ähnelt in vieler Beziehung dem Typ Henri Farman.

Das Flugzeug besteht aus zwei übereinander angeordneten Haupttragflächen, von denen die obere an der Hinterkante beiderseitig mit Hilfsflächen zur Stabilisierung versehen ist, und einer hinteren, mit den Haupttragflächen durch einen obeliskartigen versteiften Träger verbundenen Schwanzfläche. Die Neigung

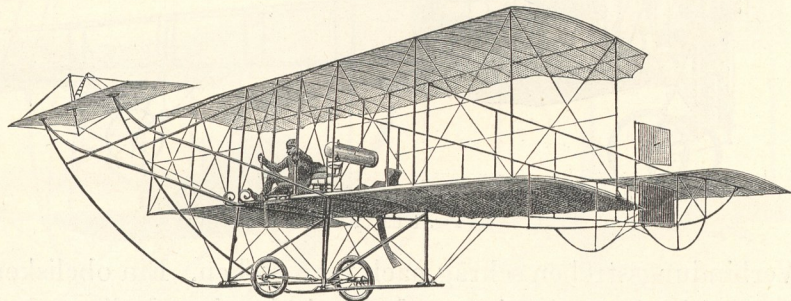


Fig. 1267. Zweidecker von Roger-Sommer.

der Schwanzfläche ist vom Führersitz aus durch ein selbstsperrendes Handrad mittels Kettenübertragung während der Fahrt einstellbar. Das Seitensteuer, das die Schwanzfläche entweder überkreuzt oder vor ihr liegt, wird durch Fußhebel bewegt, das Höhensteuer durch einen Handhebel, der gleichzeitig zur Einstellung der Stabilisierungsflächen dient. Die Träger für das vorn liegende Höhensteuer sind wie bei Maurice Farman als Gleitkufen ausgebildet. Außer diesen Kufen sind unter den Haupttragflächen abgefederte Laufräder und unter der Schwanzfläche kleine Laufräder oder leichte Schlittenkufen vorgesehen.

Bréguet. Ein durch seine Erfolge und seine eigenartige Konstruktion bemerkenswerter neuer französischer Doppeldecker ist der von Bréguet (Fig. 1268). Die beiden übereinander angeordneten Tragflächen, von denen die obere eine größere Spannweite besitzt als die untere, sind in der Mitte unterteilt. Auch sind die Tragflächen nicht, wie sonst üblich, durch zwei vertikale Strebenreihen an der Vorder- und Hinterkante starr verbunden, sondern es ist nur eine, auf etwa ein Viertel der Tragflächentiefe von vorn angeordnete Strebenreihe vorgesehen. Die Tragflächen sind also in der Längsrichtung sehr elastisch und können sich unter dem Einfluß des Luftwiderstandes



durchbiegen. Die Teilung der Tragflächen in zwei Hälften hat der Konstrukteur deswegen vorgenommen, um beim Kurvenfahren, wobei sonst die äußere Tragflächenseite infolge der höheren Geschwindigkeit größeren Luftwiderstand erfährt als die innere, den Widerstand auf beiden Seiten gleichzumachen. Zu diesem Zweck sind beide Tragflächenseiten durch ein Hebelgestänge zwang-

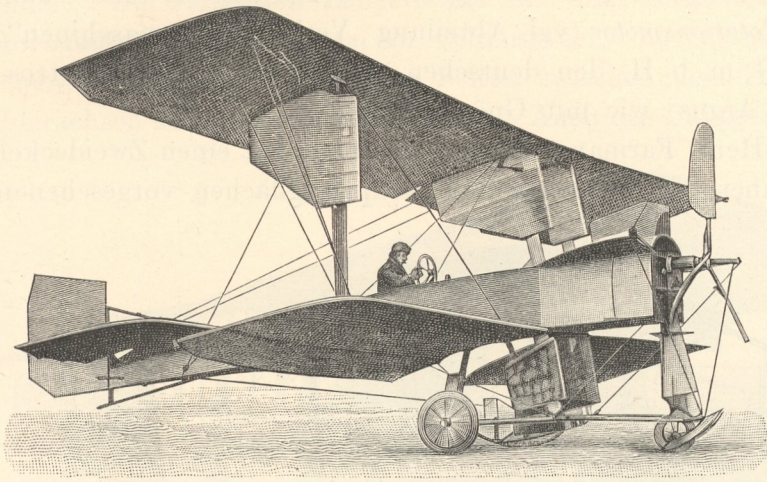


Fig. 1268. Zweidecker von Bréguet (vom Konstrukteur doppelter Eindecker genannt).

läufig verbunden, so daß, wenn unter dem Einfluß größeren Luftwiderstandes die eine Tragflächenseite sich aufwärts biegt, die andere abwärts gebogen wird, wodurch der Widerstand auf beiden Seiten ausgeglichen wird. Am oberen Ende der Verbindungsstreben zwischen den beiden Tragflächen sind kleine elastische Kielflächen angeordnet. Das Flugzeug besitzt einen stoffbespannten, über der unteren Tragfläche durchlaufenden Rumpf; die an seinem Hinterende sitzende elastische

Schwanzfläche kann zur Höhensteuerung durch Zugorgane aufgebogen werden. Hinter dieser Schwanzfläche liegt ein normales Seitensteuer. Sämtliche Steuerbewegungen können durch einen allseitig beweglichen Hebel ausgeführt werden. Die Schraube liegt vor den Tragflächen, wirkt also ziehend.

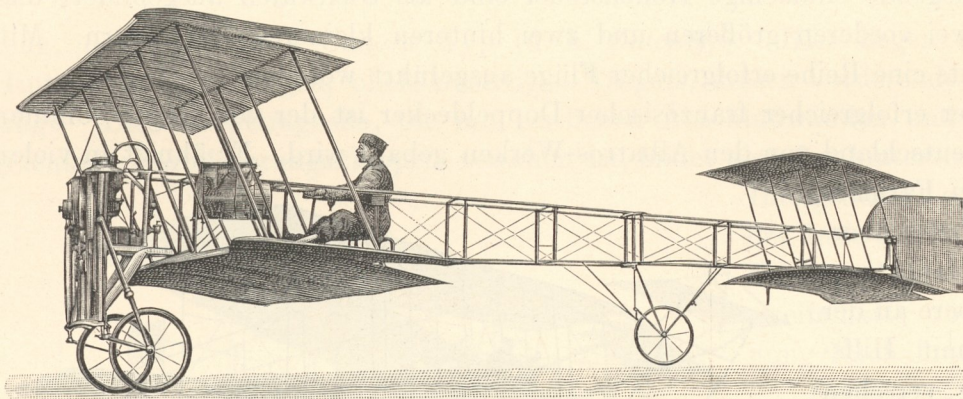


Fig. 1269. Zweidecker Goupy.

Verbindungsstreben schräg nach vorn stehen. Ein obeliskentypiger, nach hinten sich verjüngender Rumpf besitzt am Hinterende zwei übereinanderliegende horizontale Schwanzflächen, von denen die untere zu beiden

Seiten Höhensteuerflächen trägt. Zur Stabilisierung ist von den seitlichen Enden beider Tragflächen gewissermaßen ein Streifen abgeschnitten und um horizontale Querachsen drehbar gemacht. Die

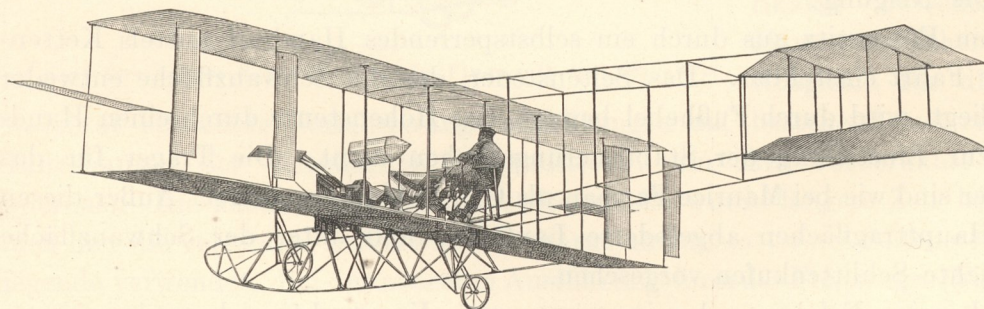


Fig. 1270. Zweidecker Savary.

Schraube liegt auch bei diesem Flugzeug vorn und wirkt ziehend.

Savary. Von französischen Zweideckern sei schließlich noch der Apparat von Savary (Fig. 1270) erwähnt. Er besitzt zwei vor den Tragflächen nebeneinander liegende Propeller, die wie bei Wright durch eine offene und eine gekreuzte Kette vom Motor aus angetrieben werden. Auch die Seitensteuerung ist eigenartig, da sie durch vier nebeneinander an den hinteren



Tragflächenstreben angeordnete schmale Flächen bewirkt wird. Zur Stabilisierung dienen wie bei Herring-Curtiß zwei an den vorderen Tragflächenstreben angeordnete, um ihre Vorderkante drehbare Hilfsflächen. Unterhalb der Tragflächen ist ein starkes, nach vorn weit vorspringendes Traggerüst von dreieckigem Querschnitt zur Versteifung des Motors vorgesehen; der untere Längsträger dieses Gerüsts dient gleichzeitig als Landungskufe.

c) **Deutschland.** Auch in Deutschland gibt es eine Reihe leistungsfähiger Flugzeugfabriken; sie sind jedoch zum großen Teil auf den Bau der bewährten französischen und amerikanischen Flugzeugtypen angewiesen; nur wenige unter den deutschen Originalkonstruktionen von Zweideckern sind über das Versuchsstadium hinausgekommen.

Euler. Einer der ersten, der in Deutschland Drachenflugzeuge baute, ist August Euler. Der von ihm konstruierte Doppeldecker (Fig. 1271) ist in Anlehnung an den Voisin-Typ

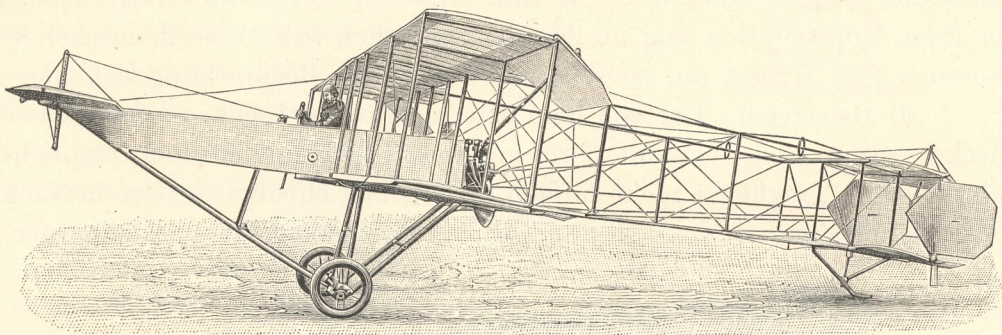


Fig. 1271. Euler-Zweidecker.

entstanden, weist ihm gegenüber jedoch viele Verbesserungen auf. Die vertikalen Längswände sind bei der neuesten Ausführungsform sowohl in der Hauptzelle wie in der Schwanzzelle fortgelassen. Zur Stabilisierung dienen Klappen zu beiden Seiten an der Hinterkante der oberen Haupttragfläche. Zwischen den Tragflächen der Schwanzzelle sitzen zwei nebeneinanderliegende Seitensteuer. Die Höhensteuerung ist dieselbe wie bei Voisin und Farman. Dagegen ist das Fahrgestell gegenüber Voisin erheblich vereinfacht. Außer Laufrädern, an deren Achsen das Flugzeug in Kautschukbändern hängt, sind noch zwischen den Rädern liegende abgefederte Bremskufen vorgesehen.

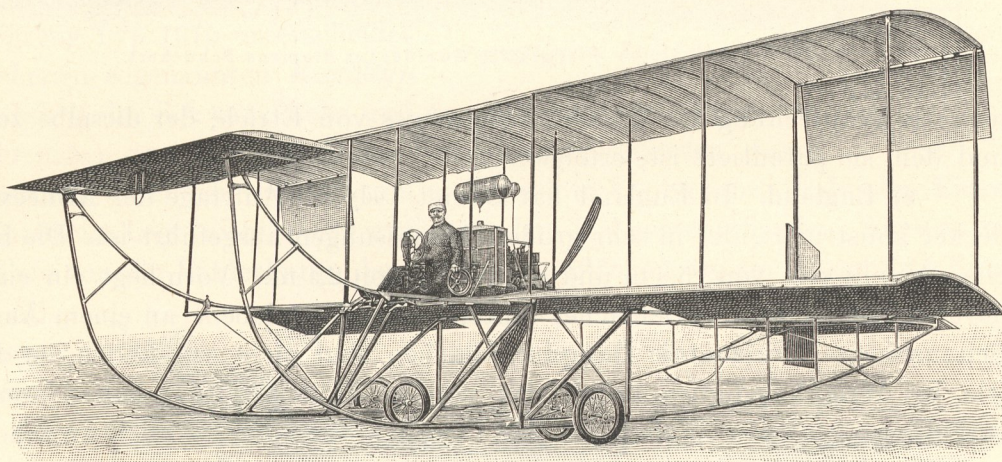


Fig. 1272. Doppeldecker von Dr. Huth.

Huth. Der Doppeldecker von Dr. Huth (Fig. 1272)

stimmt mit dem Sommerschen Flugzeug hinsichtlich der Anordnung der Tragflächen, Stabilisierungsflächen, Höhen- und Seitensteuer im wesentlichen überein. Dagegen unterscheidet er sich erheblich im Unterbau. Die sehr stark ausgeführten Gleitkufen laufen nämlich ununterbrochen vom vorderen Höhensteuer bis zur hinteren Dämpfungsfläche durch. Letztere kann auf dem Unterbau montiert werden und bedarf keiner weiteren Verbindung mit den vorderen Tragflächen, wodurch natürlich an Gewicht gespart wird. Auch vermag das Flugzeug auf sehr unebenem Terrain gefahrlos zu landen.

Siemens-Schuckert. Der Doppeldecker der Siemens-Schuckert-Werke (Fig. 1273) ist eins der größten bisher konstruierten Flugzeuge. Die beiden in einem Abstand von 2,4 m übereinander angeordneten, in der Längsrichtung sehr elastischen Tragflächen haben eine Spannweite von 16,5 m und eine Tiefe von 2,1 m. Vorn liegt ein zweiflächiges Höhensteuer, hinten eine einfache horizontale Schwanzfläche und das Seitensteuer. Ein 50 PS Argus-Motor treibt mittels



Kettenübertragung zwei hinter den Tragflächen liegende Propeller. Um ein Kreuzen der einen Kette zu vermeiden und trotzdem Gegenläufigkeit der Propeller zu erzielen, ist in die eine Übertragung ein Zahnrad-Umkehrgetriebe eingeschaltet. Das Flugzeug läuft auf drei abgefederten Rädern, vor denen gewölbte Bremskufen liegen, die bei stärkeren Stößen zur Wirkung kommen.

Sonstige deutsche Zweidecker. Gute Erfolge verzeichnen die Flugzeuge der Sächsischen Flugzeugwerke. Im Versuchsstadium befinden sich noch die Flugzeuge des Münchener Otto, des Majors von Parseval und des Jachtkonstruktors Oertz in Hamburg. — Die von den deutschen Flugzeugfabriken Aviatik, G. m. b. H., Muhlhausen, Albatros-Werke, Johannisthal, und Flugmaschine Wright, G. m. b. H., Berlin, erbauten und recht erfolgreichen Zweidecker lehnen sich in ihrer Konstruktion eng an ihre französischen bzw. amerikanischen Vorbilder Henri Farman, Sommer und Wright an, so daß eine besondere Besprechung sich hier erübrigt.

d) **Österreich.** Der von dem österreichischen Ingenieur Warschalowski konstruierte Doppeldecker, der in seiner Gesamtanordnung dem Typ Henri Farman entspricht, ist insofern eigenartig, als die obere Tragfläche nicht einfach in der Flugrichtung, sondern in Nachbildung des Flugsamens der Pflanze *Zanonia* doppelt gewölbt ist. Die nähere Beschreibung der Eigenart dieser Fläche

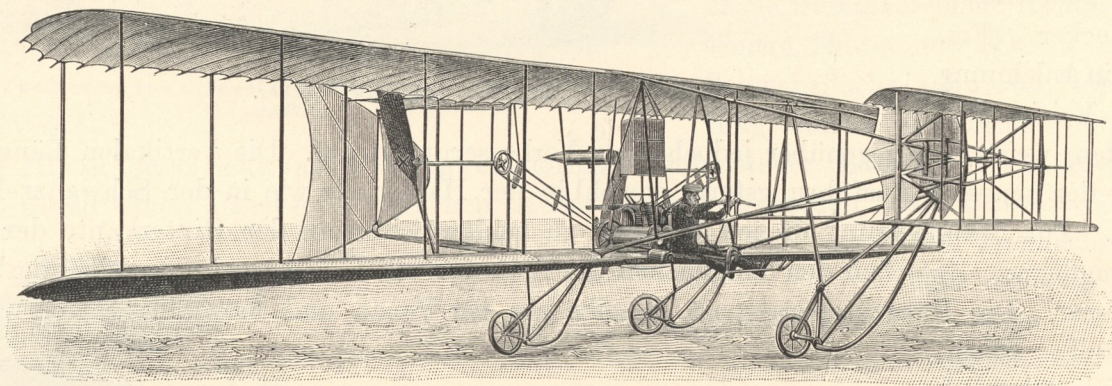


Fig. 1273. Zweidecker Siemens-Schuckert.

mag bei Besprechung des Eindeckerflugzeuges von Etrich, der dieselbe zum erstenmal anwandte und dem sie patentiert ist, erfolgen.

e) **England.** In England hat Oberst Cody im Auftrage der Armeeverwaltung einen Zweidecker konstruiert, der in sehr großen Abmessungen ausgeführt ist. Die Haupttragflächen haben eine Spannweite von 15,8 m und eine Tiefe von 2,3 m. Vorn liegt ein einflächiges Höhensteuer, darüber eine vertikale Kielfläche, hinten in der Mittelebene an einem Auslegerarm ein einfaches Seitensteuer. Horizontale Dämpfungsflächen sind nicht vorhanden, so daß die Längsstabilität wie bei Wright lediglich durch das vordere Höhensteuer erhalten werden muß. Zur Querstabilisierung dienen ähnlich wie bei Curtiß horizontale, seitlich zwischen den Tragflächen angeordnete Hilfsflächen, die um ihre mittlere horizontale Querachse schwingen. Der Antrieb erfolgt durch zwei nebeneinanderliegende, durch Kettenübertragung angetriebene gegenläufige Propeller, die jedoch nicht vor oder hinter den Tragflächen, sondern zwischen diesen arbeiten. Die Tragflächen haben daher einen erheblich größeren Höhenabstand, als sonst üblich ist.

## 2. Eindecker.

a) **Frankreich.** Blériot. Bedeutend später als die Doppeldecker sind die Eindecker zu Erfolgen gekommen. Einer der ersten, die sich diesem Typ zuwandten, war Louis Blériot. Der von ihm konstruierte Eindecker gehört heute zu den erfolgreichsten und leistungsfähigsten Flugzeugen. Begründet wurde sein Ruf durch den ersten Flug über den Kanal, den Blériot am 25. Juli 1909 von Calais nach Dover ausführte. Der hierbei benutzte Apparat trug die Bezeichnung „Blériot XI“. Das Flugzeug (Fig. 1274—1276), dessen Gesamtlänge 8,6 m beträgt, hat einen durchlaufenden, nur in seinem Vorderteil bespannten Rumpf 1, der als Fachwerkträger von rechteckigem, nach hinten zu sich verjüngendem Querschnitt aus Eschenholzstäben hergestellt ist.



Der Rumpf trägt vorn zwei gewölbte Tragflügel 2 von 7,80 m Gesamtspannweite, deren Wölbungssehne gegen die Horizontale um ca. 7° geneigt ist. Unter dem Hinterende des Rumpfes liegt eine gewölbte horizontale, feste Schwanzfläche 3, zu deren beiden Seiten zwei kleinere, durch eine gemeinsame Welle starr miteinander verbundene Höhensteuerflächen 4 liegen. Ein gewöhnliches, einflächiges Hecksteuer 5 dient zur Seitensteuerung. Zur Erhaltung der Querstabilität werden die Tragflächen verwunden. Die am Kopf des Flugzeuges angeordnete, also ziehend wirkende Holzschraube 9 von 2,08 m Durchmesser wird von dem dahinterliegenden 25 PS Anzani-Motor 8 direkt angetrieben. Hinter dem Motor liegt der Führersitz 10. Das Einstellen des Höhensteuers und die Verwindung der Tragflächen geschieht durch einen allseitig beweglichen Handhebel 11, ersteres durch Neigen in der Längsebene, letzteres durch Neigen in der Querebene. Das Seitensteuer wird durch Fußhebel 12 verstellt. Das Fahrgestell besteht aus zwei unter den Hauptflächen nebeneinanderliegenden, sehr gut abgefederten und sich selbsttätig in die Fahrtrichtung einstellenden vorderen Laufrädern 6, und einem kleineren Laufrad 7 unter dem Hinterteil des Rumpfes. 13 ist der Rahmen zur Verspannung der Tragflächen, 14 sind die Spanndrähte. Das Gesamtgewicht des Flugzeuges einschließlich Führer und Betriebsmaterial für zwei Stunden beträgt 300 kg. Da die Gesamttragfläche 14 qm groß ist, ergibt sich eine spezifische Flächenbelastung von ca. 22 kg/qm.

Das Blériot-Flugzeug Typ 1910 unterscheidet sich von dem besprochenen sogenannten *Kanaltyp* durch die andere Anordnung der Schwanzfläche und des Höhensteuers. Letzteres besteht aus zwei direkt neben dem Hinterende des Rumpfes angeordneten, gegen die frühere Ausführungsform erheblich verbreiterten und um ihre Vorderkante drehbaren Einzelklappen. Die Schwanzfläche liegt nicht mehr zwischen den Höhensteuerflächen, sondern vor diesen, und zwar läuft sie von der Vorderkante der Höhensteuerflächen, wo sie ihre größte Breite besitzt, nach vorn zu allmählich schmaler werdend, am Rumpf entlang bis zur Hinterkante der Tragflächen. Die neueren Blériot-Flugzeuge sind fast alle mit einem Gnome-Rotationsmotor versehen, der bei den schnelleren Typen 100 PS leistet.

Antoinette. Zu den erfolgreichsten französischen Eindeckern gehört neben dem Blériot-Flugzeug der Typ *Antoinette* (Fig. 1277). Das Flugzeug, das durch seine schlanke, elegante Form auffällt, besitzt einen langgestreckten, vorn zugespitzten, nach hinten zu allmählich sich verjüngenden Rumpf von dreieckigem Querschnitt. Dieser trägt an der Spitze den von dem dahinterliegenden Motor direkt angetriebenen Schraubenpropeller. Hinter dem Motor setzen in Höhe der Oberkante des Rumpfes die Flügel der Tragfläche 1 an. Diese Flügel haben trapezförmigen Grundriß und sind in Form eines stumpfwinkligen V zueinander angeordnet, wobei jeder Flügel um ca. 5° gegen die Horizontale geneigt ist. Die Konstruktion des Flügelgerippes ist sehr sorgfältig

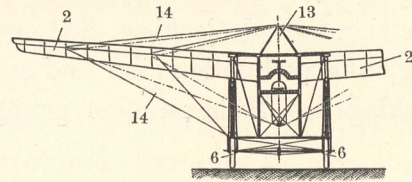


Fig. 1274. Vorderansicht.

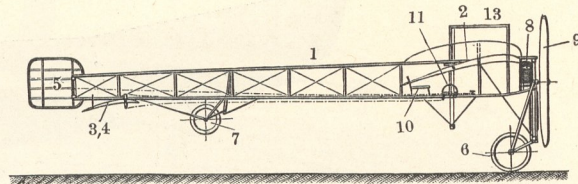


Fig. 1275. Seitenansicht.

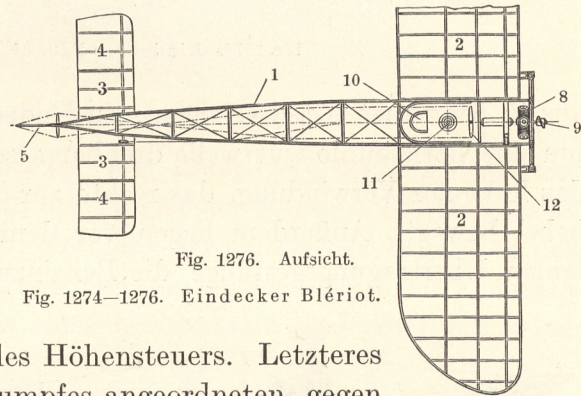


Fig. 1276. Aufsicht.

Fig. 1274-1276. Eindecker Blériot.

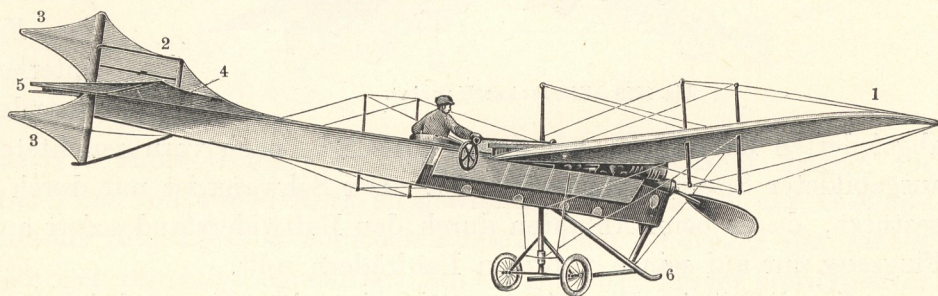


Fig. 1277. Eindecker Antoinette.



durchgearbeitet; sowohl die Längsrippen wie die Querrippen sind als parabolisch gewölbte, fachwerkartig gebaute Eschenholzträger hergestellt. Zwischen den Hauptrippen liegen noch dünne Hilfsrippen, um die richtige Wölbung der Bespannung zu sichern. Die Flügel werden nach unten mit dem Fahrgestell und nach oben mit einem aus dem Rumpf hervorragenden Mast fest verspannt. Hinter den Tragflächen liegt im Rumpf ein bequemer Sitz für den Führer. Eigenartig ist die Ausbildung der Steuerungsorgane. Am Hinterende des Flugzeuges, in Höhe der Oberkante des Rumpfes, liegt ein Höhensteuer 5 von dreieckiger Grundrißform, oberhalb und unterhalb desselben je ein ebenfalls dreieckiges Seitensteuer 3. Die Dreiecksform dieser Seitensteuer, die miteinander zwangsläufig verbunden sind und stets in gleichem Sinne verstellt werden, hat den Zweck, für den Ausschlag des Höhensteuers genügend Platz zu schaffen. Vor dem oberen Seitensteuer liegt

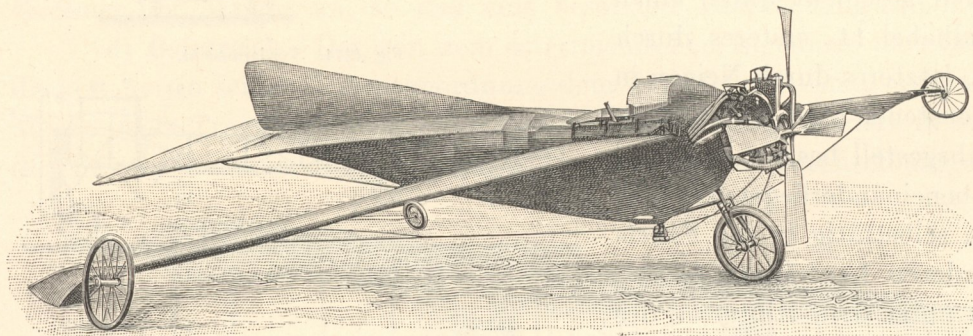


Fig. 1278. Eindecker Esnault Pelterie.

aus in bequemer Weise erfolgen. Zu beiden Seiten des Sitzes, außerhalb des Rumpfes, ist je ein um eine horizontale Querwelle drehbares selbstsperrendes Steuerrad vorgesehen, und zwar dient das linke zur Verwindung, das rechte zur Höhensteuerung; die Seitensteuer werden durch Fußhebel bewegt. Außerdem liegen vor dem Führersitz noch zwei kleine Handräder, die mittels langer Übertragungsgestänge die Benzinzufuhr und Zündung des Motors regeln. Hinter dem

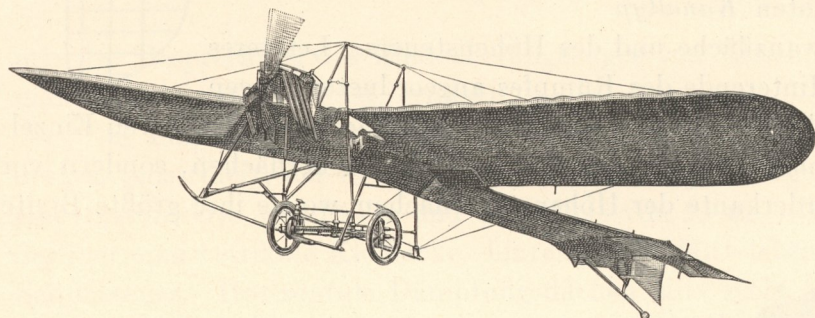


Fig. 1279. Eindecker Hanriot.

Sitz ist der Rumpf auf seiner ganzen Länge mit Stoff bespannt, vor dem Sitz dagegen werden die Seitenwände des Rumpfes durch den Kühler gebildet, der aus einer Reihe von dicht übereinanderliegenden horizontalen Rohren hergestellt ist. Das Fahrgestell besteht aus zwei unterhalb der Tragflächen nebeneinander angeordneten, pneumatisch abgefederten Laufrädern, vor denen ein schräg nach vorn gerichteter, an der Spitze kufenartig ausgebildeter Sporn 6 vorgesehen ist. Der Schwanz ist nur durch ein kurzes Kufenstückchen gestützt, da er beim Anfahren durch den Luftwiderstand sofort angehoben wird, so daß das Flugzeug nur auf seinen vorderen Laufrädern rollt.

Esnault Pelterie. Ein Flugzeug, das in seiner Konstruktion von dem Normaltyp erheblich abweicht, ist der Eindecker von Robert Esnault Pelterie, nach den Anfangsbuchstaben des Namens seines Konstrukteurs *R. E. P.* genannt (Fig. 1278). Bei diesem sind die Tragflächen nicht, wie sonst üblich, starr mit dem Rumpfe verbunden, sondern mittels einer Hebelkonstruktion gelenkig am Gerüst befestigt, und zwar werden die Tragflächen gleichzeitig mit der Verwindung auch in bezug auf die Mittelebene seitlich verschoben. Die Verwindung erfolgt dadurch, daß die vorderen und hinteren Querstreben in entgegengesetztem Sinne um die Längsachse geneigt werden. Durch diese Anordnung will der Konstrukteur eine erhöhte Sicherung der Seitenstabilität erzielen. Propeller und Motor, letzterer eigener Konstruktion, liegen in üblicher Weise am Vorderende des ganz aus Stahlrohr hergestellten Rumpfes. Am Hinterende des Rumpfes sitzt eine als Höhensteuer

eine Kielfläche 2, vor dem Höhensteuer eine horizontale Dämpfungsfäche 4. Zur Erhaltung der Querstabilität werden die Haupttragflächen verwunden. Die Bewegung sämtlicher Steuerorgane sowie die Bedienung des Motors kann vom Steuersitz

aus in bequemer Weise erfolgen. Zu beiden Seiten des Sitzes, außerhalb des Rumpfes, ist je ein um eine horizontale Querwelle drehbares selbstsperrendes Steuerrad vorgesehen, und zwar dient das linke zur Verwindung, das rechte zur Höhensteuerung; die Seitensteuer werden durch Fußhebel bewegt. Außerdem liegen vor dem Führersitz noch zwei kleine Handräder, die mittels langer Übertragungsgestänge die Benzinzufuhr und Zündung des Motors regeln. Hinter dem



dienende Schwanzfläche, darunter (bei manchen Ausführungsformen auch darüber) das Seitensteuer. Das Fahrgestell besteht nur aus zwei tandemartig hintereinander angeordneten Lauf­rädern, von denen das vordere, das mit einem hydropneumatischen Stoßdämpfer versehen ist, unter der Vorderkante der Tragflächen liegt, während das zweite, kleinere mit dem Seitensteuer auf einer Achse sitzt, so daß das Flugzeug beim Fahren auf dem Lande auch gesteuert werden kann. In der Ruhelage stützt sich der Apparat, da er auf den beiden mittleren Laufrädern natürlich nicht im Gleichgewicht ist, noch auf einen der Flügel, die deshalb an ihren Enden ebenfalls mit kleinen Laufrädern versehen sind. Beim Anfahren fährt das Flugzeug jedoch bereits bei geringer Geschwindigkeit frei auf seinen beiden Mittelrädern.

Hanriot. Beim Hanriot-Eindecker (Fig. 1279) sind bewährte Einzelorgane der drei erfolgreichsten französischen Flugzeugtypen von Blériot, Antoinette und Farman zu einem guten Ganzen vereinigt. Die Flügelkonstruktion ist im wesentlichen von Blériot, der Steuerschwanz mit Dämpfungsflächen von Antoinette, und das Fahrgestell von Henri Farman entlehnt, wobei natürlich konstruktive Abänderungen vorgenommen sind. Diese Vereinigung hat ein Flugzeug ergeben, das hervorragende Erfolge errungen hat.

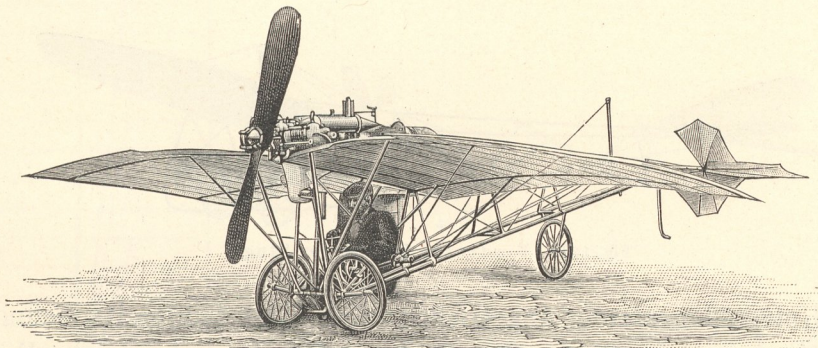


Fig. 1280. Eindecker Demoiselle Santos Dumonts.

Santos Dumont. Das neueste Flugzeug Santos Dumonts, der kleine Eindecker *Demoiselle* (Fig. 1280), verdient aus konstruktiven Gründen Erwähnung. Der Führersitz ist unterhalb der Tragflächen angeordnet; Motor und Propeller liegen sehr hoch, noch über den Tragflächen. Letztere werden zwecks Erhaltung der Querstabilität verwunden. Zur Höhen- und Seitensteuerung dient ein einziges Organ, ein an einem Kardangelenk sitzendes Universalsteuer, bestehend aus einer horizontalen und einer vertikalen Fläche, die kreuzförmig angeordnet sind und gleichzeitig als Dämpfungsflächen dienen. Der Kühler liegt hart am Rumpf dicht unterhalb der Tragflächen. Das Flugzeug ist sehr leicht, aber auch nur für eine Person bestimmt und wenig tragfähig.

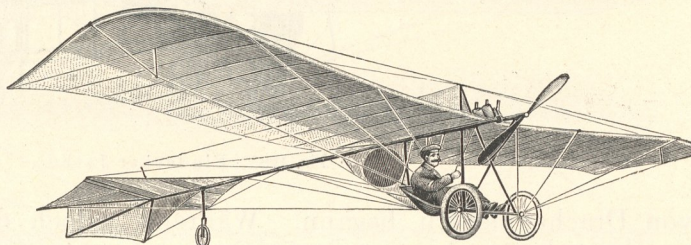


Fig. 1281. Grade-Eindecker.

b) Deutschland. Grade. Das erste in Konstruktion und Material rein deutsche Flugzeug, das bemerkenswerte Erfolge errungen hat, ist der Eindecker von Hans Grade, mit dem es dem Konstrukteur gelang, im Oktober 1909 den großen Lanz-Preis von 40000 Mark zu gewinnen. Hinsichtlich der Gesamtanordnung ist der Grade-Eindecker (Fig. 1281) in manchen Punkten dem Eindecker von Santos Dumont ähnlich, ist aber im übrigen durchaus eigenartig. Ein als gebauter Träger konstruierter durchlaufender Rumpf, wie sonst bei den Eindeckern üblich, ist nicht vorhanden, sondern nur eine starke durchlaufende Bambusstange, die vorn die Haupttragflächen und hinten die Dämpfungs- und Steuerflächen trägt. Die Haupttragflächen sind in ihrem Gerippe ebenfalls aus Bambus hergestellt und in den vorderen drei Vierteln der Tiefe beiderseitig, im hinteren Viertel dagegen nur oben gespannt. Hierdurch sind die Hinterkanten sehr elastisch, was eine leichte Verwindung zur Erhaltung der Seitenstabilität ermöglicht. Am Hinterende des durchlaufenden Längsträgers liegen zwei senkrecht zueinander stehende Dämpfungsflächen, eine horizontale und eine vertikale, die, da sie elastisch sind und durch Seilzüge aus ihrer Richtung gebogen werden können, gleichzeitig als Höhen- und Seitensteuer dienen, wobei die Horizontalfläche, um genügende Bewegungsfreiheit für die Seitensteuerung zu gewähren, am Hinterende dreieckig ausgeschnitten ist. Der Motor, ein



von Grade selbst konstruierter luftgekühlter vierzylinderiger Zweitaktmotor von 24 PS, liegt wie bei Santos Dumont über den Tragflächen, davor ein direkt angetriebener Stahlpropeller. Der Führersitz ist unterhalb der Haupttragflächen angeordnet und elastisch aufgehängt, während das Fahrgestell, bestehend aus zwei vorderen und einem hinteren Laufrad, keine Abfederung besitzt. Hinter dem Führersitz und über der Haupttragfläche liegt noch je eine Kielfläche. Ein allseitig beweglicher Handhebel bewirkt durch Schwingen in der Längsebene die Höhensteuerung, in der Querebene die Verwindung der Tragflächen und durch Drehen um seine eigene Achse die Seitensteuerung. Auch können vom Führersitz aus durch Fußhebel die Laufräder gebremst werden. Die Haupttragflächen des Grade-Flugzeuges haben eine Spannweite von 10,2 m und eine Tiefe von 2,5 m. Die Gesamttragfläche, einschließlich Schwanzfläche, beträgt 29 qm, das Gesamtgewicht einschließlich Führer und 35 kg Betriebsmaterial 235 kg, die Flächenbelastung pro Quadratmeter mithin nur 8,1 kg, was für einen Eindecker sehr niedrig ist.

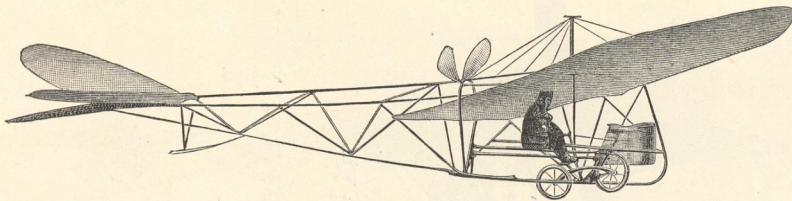


Fig. 1282. Eindecker Dörner im Fluge.

Kettenübersetzung angetrieben wird. Der Führersitz befindet sich wie bei Santos Dumont und Grade unterhalb der Tragflächen. Der Rumpf ist ein Fachwerkträger von dreieckigem Querschnitt, wobei die untere Längsstrebe vorn zur Schlittenkufe ausgebildet ist. Zu beiden Seiten dieser Kufe liegen zwei an einer stark federnden Achse angebrachte Laufräder. Der nach hinten spitz zulaufende Rumpf ist nur durch eine kleine Kufe abgestützt und trägt an seinem Hinterende in üblicher Weise die Steuer- und Dämpfungsflächen. Die Seitenstabilität wird durch

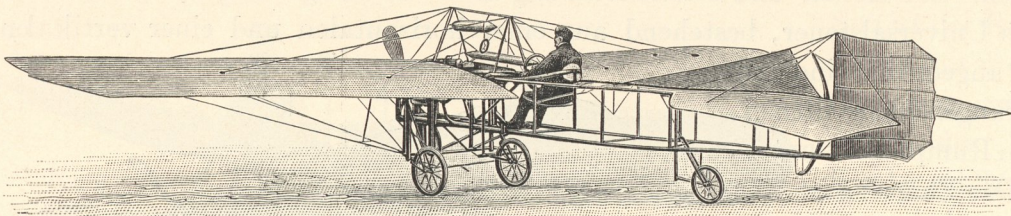


Fig. 1283. Eindecker Jatho.

von Drachenfliegern begann. Während jedoch die ersten Apparate, ein Dreidecker und ein Zweidecker, keine besonderen Erfolge erzielen konnten, hat der neue Eindecker (Fig. 1283) bereits gute Flugleistungen gezeigt. Der als Fachwerkträger von rechteckigem Querschnitt hergestellte Rumpf trägt vorn die Haupttragflächen, am Hinterende eine elastische horizontale Dämpfungsfläche, die durch Verbiegen der Enden gleichzeitig als Höhensteuer wirkt, ferner in einem Ausschnitt der letzteren das Seitensteuer mit davorliegender dreieckiger Kielfläche. Die Seitenstabilität wird durch Verwinden der Tragflächen gesichert. Der Motor, ein 36 PS wassergekühlter Körting-Flugmotor, liegt in üblicher Weise vorn im Rumpf vor dem Führersitz und treibt direkt den am Kopf des Rumpfes angeordneten Propeller. Das Fahrgestell besteht aus drei Laufrädern, zwei vorderen und einem hinteren, die abgedert sind und um ihre Vertikalachsen schwingen können.

Schultze-Herfort. Ein weiterer erfolgreicher deutscher Eindecker ist der von Schultze-Herfort. In der Konstruktion der Tragflächen und des Rumpfes erinnert das Flugzeug stark an Blériot, im Fahrgestell an Henri Farman. Am Ende des Rumpfes liegt die dreieckige Seitensteuer und über letzterer eine dreieckige langgestreckte Kielfläche. Mit diesem Flugzeug wurde 1910 der zweite Lanz-Preis errungen.

Harlan. Der für zwei Personen konstruierte Eindecker (Fig. 1284 und 1285) hat eine

Verwinden der Tragflächen gesichert.

Jatho. Zum Eindecker ist neuerdings auch Karl Jatho übergegangen, der bereits 1899 selbstständig mit dem Bau

Der Eindecker von Dörner (Fig. 1282) ist dadurch bemerkenswert, daß die Schraube nicht vor der Tragfläche, sondern hinter ihr liegt und von dem ziemlich tief unter der Tragfläche angeordneten Motor durch



Spannweite von 13,5 m und eine Gesamtlänge von 11 m. Die Tiefe der Flügel beträgt 2,5 m, ihre Fläche 34 qm. Der Rumpf ist als fischförmiger Träger aus amerikanischem Spezialholz hergestellt und trägt an seinem Hinterende das Höhensteuer, davor eine feste horizontale Dämpfungsfläche; diese wird von dem ausgeschnittenen dreieckigen Seitensteuer gekreuzt, vor dessen Oberteil eine dreieckige Kielfläche liegt. Das Fahrgestell besteht aus zwei nebeneinander liegenden, längslaufenden und abgefederten Kufen, die elastisch an der Achse der außerhalb der Kufen liegenden Laufräder aufgehängt sind. Der Führersitz liegt im Rumpf hinter dem Passagiersitz. Die Stabilisierung geschieht durch Verwindung mittels Fußhebel, die Höhensteuerung durch einen Handhebel, der mit einem Handrad zur Seitensteuerung ausgerüstet ist. Ein Argusmotor von 50 PS treibt die in üblicher Weise vorn angeordnete Schraube.

Sonstige deutsche Eindecker. Im Versuchsstadium befindet sich in Deutschland noch eine große Zahl von Eindeckern. Erwähnt seien die Typen von *Goedecker, Haefelin, Harnuschke, Heidenreich, Heitmann, Otto, Schulze-Magdeburg, Schröder* und *Strack*. Von diesen haben einige bereits recht gute Flugleistungen vollbracht.

**b) Österreich. Etrich.**  
Ein Flugzeug, das sowohl seiner eigenartig durchdachten Konstruktion wie seiner Flugleistungen und vor allem seiner hervorragenden Stabilität wegen ganz besonderer Erwähnung wert ist, ist der österreichische Eindecker von Etrich. Dieses Flugzeug ist hervorgegangen aus dem Gleitflieger, den der Ingenieur Wels unter Unterstützung von Etrich konstruiert hatte und mit dem bereits 1907 hervorragende Gleitflüge ausgeführt wurden. Durch Einbau eines Motors wurde der Gleitflieger in einen Drachenflieger umgewandelt, der dann von Etrich allein weiter vervollkommnet wurde. Das Eigenartigste an dem Etrich-Eindecker ist die Form der Tragfläche, die dem Flugsamen der *Zanonia*, eines javanischen Baumes, nachgebildet ist. Die Tragflächen sind in der Längsrichtung nicht nur einfach, sondern doppelt gewölbt, und zwar vorn konkav, hinten konvex. Von der Mitte nach den Enden zu nimmt die konkave Wölbung in ihrer Längenausdehnung ab, die konvexe zu. An den Enden, die im Grundriß nach hinten zurückgeholt sind

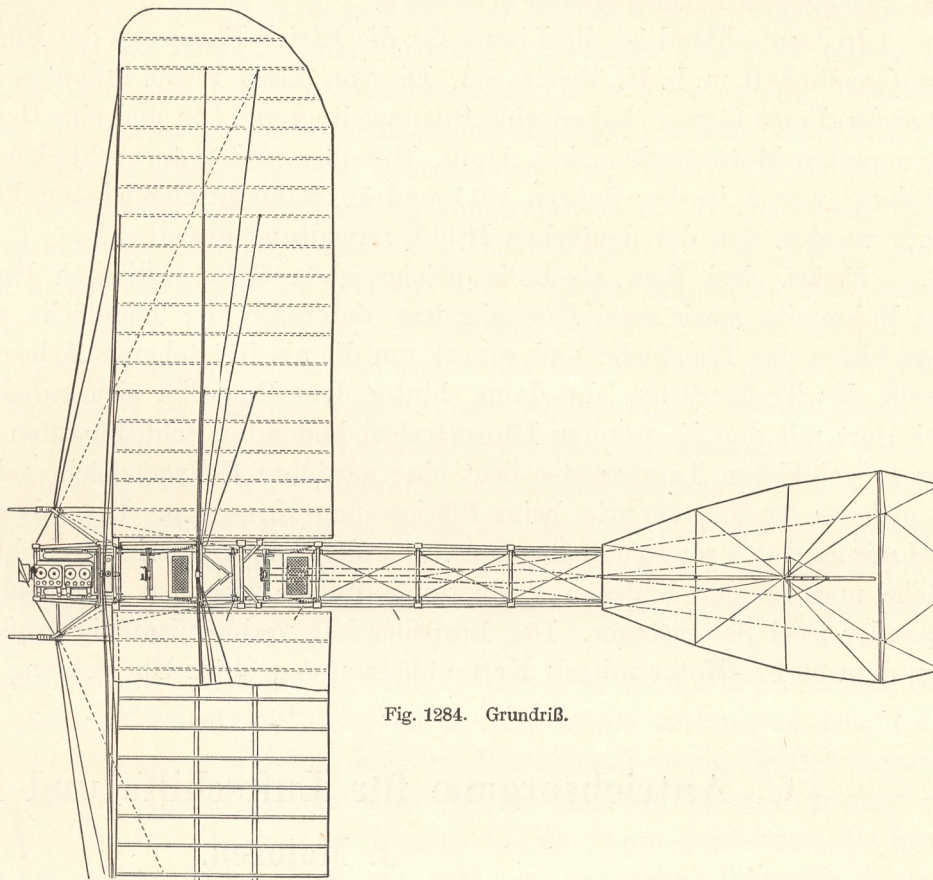


Fig. 1284. Grundriß.

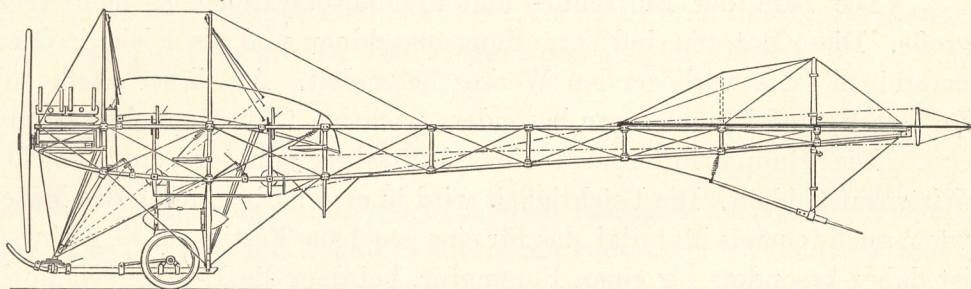


Fig. 1285. Längsschnitt.

Fig. 1284 und 1285. Harlan-Eindecker.

Fig. 1284 und 1285. Harlan-Eindecker.



und gewissermaßen Hörner bilden, wodurch die Tragflächen einem Vogelflügel sehr ähnlich werden, ist die Wölbung nur konvex, d. h. die Enden sind nach oben aufgebogen. Außerdem sind diese Enden dadurch außerordentlich elastisch, daß die Längsrippen, die hier strahlenförmig verlaufen, aus zwei Teilen, einem vorderen stärkeren und einem hinteren schwächeren, hergestellt sind. Durch diese Tragflächenform besitzt das Flugzeug eine hervorragende automatische Stabilität, die erforderlichenfalls durch Verwinden der Tragflächen unterstützt werden kann.

*Die sonstigen Einrichtungen des Etrich-Flugzeuges sind aus dem aufklappbaren Modell und dem zugehörigen Erklärungsblatt ersichtlich.*

In Deutschland ist die Lizenz für die Etrich-Flugzeuge der Firma Rumpler-Luftfahrzeugbau-Gesellschaft m. b. H. übertragen. Die von dieser Firma erbauten Flugzeuge, die den Namen *Rumpler-Taube* führen, haben eine Spannweite von 14 m und eine Gesamtlänge von 10,3 m. Die bevorzugten Motormarken sind Argus, Rumpler und Österreichischer Daimler. Die „Rumpler-Tauben“ waren in den Jahren 1911 und 1912 die erfolgreichsten Flugzeuge. Mehrere Exemplare wurden von der deutschen Militärverwaltung erworben.

Pischof. Bei dem ebenfalls erfolgreichen österreichischen Eindecker von Pischof sind der Führersitz sowie zwei Passagiersitze unterhalb der Tragfläche angeordnet. Der Propeller liegt hinter der Tragfläche und rotiert um die als feststehende Achse ausgebildete obere Längsstrebe des Traggerüstes, die dann, hinter dem Propeller sich gabelnd, nach unten führt und sich dort mit den die unteren Längsstreben bildenden Schlittenkufen vereinigt. Am Hinterende des so gebildeten Traggerüstes liegt eine gewölbte Schwanzfläche mit seitlichen Höhensteuern, in gleicher Ausführung wie beim Blériotschen Kanaltyp. Über dieser unteren Schwanzfläche, und mit ihr durch senkrechte Streben verbunden, liegt noch eine dreieckige, horizontale Dämpfungsfläche und an den hinteren Verbindungsstreben zwischen den beiden Schwanzflächen nebeneinander zwei Seitensteuer. Der Propeller hat verhältnismäßig großen Durchmesser und wird von dem 50 PS-Motor mittels Kettenübertragung unter Übersetzung ins Langsame angetrieben.

## C. Antriebsorgane für Luftschiffe und Flugzeuge.

### I. Motoren.

Die Zahl der Luftschiff- und Flugmotorsysteme ist heute bereits eine außerordentlich große. Diese Motoren sind Verpuffungsmaschinen und als solche in der Abteilung „Verbrennungsmaschinen“ des vorliegenden Werkes behandelt. An dieser Stelle sollen daher nur einige für Luftschiff- und Flugmotoren besonders wichtige Gesichtspunkte besprochen werden.

Die Hauptfordernisse eines Luftfahrzeugmotors sind Leichtigkeit, Betriebssicherheit, Wirtschaftlichkeit. Die Leichtigkeit wird in erster Linie durch das Material beeinflusst. Das beste, wenn auch teuerste Material, das für eine gegebene Festigkeit die geringsten Materialstärken ergibt, ist daher besonders für einen Flugmotor, bei dem die Leichtigkeit noch eine größere Rolle spielt als beim Luftschiffmotor, gerade gut genug. Ein bevorzugter Baustoff ist deshalb Chromnickelstahl. Ein weiteres Mittel zur Verringerung des Gewichtes ist die Verkleinerung des Hubes unter Erhöhung der Tourenzahl. Bei gegebener Leistung fallen kurzhubige, schnellaufende Motoren leichter aus als langhubige, langsamlaufende. Zur Gewichtsverminderung dient ferner eine Vermehrung der auf einen Kurbelzapfen wirkenden Kolben. Man stellt deswegen zwei Zylinder in V-Form oder mehrere Zylinder in Sternform zueinander. Dann werden vielfach, unter Versetzung der Kurbelzapfen zwecks Erzielung eines guten Massenausgleiches, mehrere solcher V- oder Fächer-Elemente hintereinander gereiht. Da bei geeigneter Stellung der Zylinder zueinander die Zündungen in regelmäßigen Abständen und in rascher Zeitfolge eintreten, kann man auf ein Schwungrad verzichten. Auch ist trotz der größeren Zylinderzahl meist nur ein Vergaser erforderlich, sofern die Zuleitungen zu den Zylindern möglichst gleichlang gehalten werden. Manche Flugmotoren besitzen überhaupt keinen Vergaser; die Benzinzufuhr erfolgt dann direkt zu den Zylindern



mittels einer besonderen, in ihrer Leistung regulierbaren Pumpe. Durch gemeinsame Steuerung des Einlaß- und Auslaßventiles, die in der Regel durch einen Doppelnocken geschieht, oder durch Vereinigung der beiden Ventile kann weiter an Gewicht gespart werden. Schließlich kann das Gewicht der Motoranlage herabgesetzt werden durch Verzicht auf die bei Luftschiffmotoren wohl allgemein, bei Flugmotoren noch vielfach verwendete Wasserkühlung der Zylinder. Bei Luftschiffmotoren und feststehenden größeren Flugmotoren dürfte die Wasserkühlung eher am Platze sein, da sie intensiver wirkt. Dagegen wirkt die Luftkühlung hervorragend gut bei *Rotationsmotoren* (zu denen der Gnôme-Motor, vgl. S. 130, gehört), weil die Lufterneuerung infolge der außerordentlich hohen Umfangsgeschwindigkeit der rotierenden Zylinder eine sehr rasche ist.

Noch wichtiger als die Leichtigkeit ist die Betriebssicherheit, von der häufig, besonders beim Flugmotor, das Leben der Insassen des Luftfahrzeuges abhängt. Anders wie der Automobilmotor, der nur selten und auf kurze Zeit voll beansprucht wird, muß der Flugmotor für zuverlässigen Dauerbetrieb bei ständiger Höchstleistung konstruiert sein. Hinzu kommt noch die Eigenart der Betriebsverhältnisse für den Motor eines Luftfahrzeuges. Die großen Unterschiede in den Höhen, in denen der Motor zu arbeiten hat, bringen erhebliche Temperatur- und Luftdruckdifferenzen mit sich, die natürlich auf die Leistung des Motors einen Einfluß ausüben. Während der Einfluß der Temperaturschwankungen auf den Vergaser durch geeignete, selbsttätig wirkende oder von Hand zu regelnde Vorkehrungen eingeschränkt werden kann, ist es noch nicht gelungen, dem leistungsvermindernden Einfluß der Luftverdünnung, die wie eine Drosselung der Luftzufuhr wirkt, erfolgreich zu begegnen. Für die Betriebssicherheit ist ferner erforderlich, daß sämtliche Organe auch bei größerer Neigung ihre volle Wirksamkeit behalten, was besonders für die geregelte Zufuhr von Brennstoff und Schmieröl in Frage kommt. Der Vergaser liegt deshalb meist in der Mitte und oberhalb des Motors, und die Ölzufuhr erfolgt selbsttätig durch eine besondere Pumpe.

Der dritte zu berücksichtigende Punkt ist die Wirtschaftlichkeit, die mit der Gewichtsfrage in engem Zusammenhange steht. Ein leichter Motor, der viel Brennstoff verbraucht, behält den Vorzug seiner Leichtigkeit nur, solange es sich um kürzere Fahrten mit wenig Betriebsmaterial handelt. Bei längeren Fahrten gleicht das Mehrgewicht der erforderlichen Brennstoffmenge das Mindergewicht des Motors wieder aus. Es ist daher fraglich, ob die Rotationsmotore, die heute in der Flugtechnik infolge des geringen Gewichtes und ruhigen Laufes eine führende Stellung einnehmen, tatsächlich die Motoren der Zukunft sind, da diese Vorteile durch den Nachteil eines großen Brennstoff- und Ölverbrauches zum großen Teil wieder ausgeglichen werden.

## II. Propeller.

Als Vortriebsorgane für Luftfahrzeuge kommen nach dem heutigen Stande der Technik allein *Luftschrauben* in Frage. Die Versuche mit Schaufelrädern, mit ruderartig wirkenden Flächen, mit dem Rückstoß komprimierter Luft- oder Gasmengen usw. waren bisher ohne Erfolg.

Eine gewöhnliche Schraubenfläche entsteht bekanntlich dadurch, daß eine Gerade, die sogenannte *Erzeugende*, die senkrecht auf einer Rotationsachse steht, gleichförmig um diese Achse gedreht und gleichzeitig gleichförmig auf ihr verschoben wird. Bei ungleichförmiger Geschwindigkeit in der einen oder der anderen Richtung, bei anderer Form oder anderer Winkelstellung der Erzeugenden entsteht eine Schraubenfläche höherer Ordnung. Jeder Flügel eines Schraubenpropellers stellt nun auf der Druckseite einen Teil einer solchen Schraubenfläche dar, und zwar gehört die Druckfläche eines jeden Flügels einer besonderen, der Schraubenfläche der anderen Flügel parallelen Schraubenfläche an. Eine zweiflügelige Schraube ist somit zweigängig, eine dreiflügelige dreigängig usw. Die *Steigung* der Schraube ist die Länge der Strecke, um welche die Erzeugende während einer Umdrehung auf der Rotationsachse vorgeschritten ist. Bei der Rotation eines Schraubenflügels um die Schraubenachse treten drei verschiedene Kräfte auf: eine axial gerichtete, die den Vortrieb erzeugt, eine tangential gerichtete, die ein dem Drehsinn der



Schraube entgegengesetztes Drehmoment (dessen Einfluß bereits früher erwähnt ist) hervorruft, und die radial nach außen gerichtete Fliehkraft. Infolgedessen wird ein Schraubenflügel auf Biegung, Verdrehung und Zug beansprucht. Letztere Beanspruchung ist bei den außerordentlich großen Umfangsgeschwindigkeiten der Luftschrauben bei weitem die größte und muß daher der Berechnung der Flügelquerschnitte zugrunde gelegt werden. Die Resultierende aus den Axialkomponenten sämtlicher Schraubenflügel ergibt den *Schraubenzug*. Wenn die Luftschraube sich in einem unnachgiebigen Medium oder in einer festen Mutter bewegen würde, so würde sie mit jeder Drehung einen Weg in der Achsenrichtung von der Größe ihrer Steigung zurücklegen. Tatsächlich ist die pro Umdrehung axial zurückgelegte Strecke erheblich kleiner, da die Luft außerordentlich nachgiebig ist und von dem Propeller zurückgeschleudert wird. Die Differenz zwischen der ideellen und der wirklichen Axialgeschwindigkeit der Schraube nennt man *Slip*. Der *Wirkungsgrad* eines Schraubenpropellers ist das Verhältnis der von ihm geleisteten Arbeit zu der von der Antriebsmaschine an ihn abgegebenen. Eine exakte Bestimmung dieses Wirkungsgrades ist schwierig, da man hierzu den Wirkungsgrad des Luftfahrzeuges kennen muß. Man behilft sich daher bei der Erprobung von Schraubenpropellern damit, daß man an einem ortfesten Versuchstand den spezifischen Schraubenzug mißt.

Nach ihrer Beschaffenheit teilt man die Luftschrauben ein in *starre*, *elastische* und *unstarre Luftschrauben*. Letztere sind natürlich nur im Ruhezustand unstarr und nehmen im Betrieb starre Form an, wie z. B. die frühere Luftschiffschraube des Parseval-Luftschiffs. Die starre Schraube ist heute fast allgemein gebräuchlich. Das Material ist entweder Metall oder Holz, selten Stoff. Die Holzschrauben werden meist aus mehreren, durch wasserfesten Leim miteinander verbundenen, in der Faserrichtung sich kreuzenden Schichten hergestellt, um ein Werfen und Ziehen zu verhindern. Sie haben vor den Metallschrauben den Vorteil, daß ihre Druckseiten als exakte Schraubenflächen hergestellt werden können, während die Metallschrauben, bei denen in der Regel Naben und Flügelschäfte aus Stahl, die Flügelflächen dagegen aus Stahl- oder Aluminiumblech hergestellt werden, an den Verbindungsstellen der Flügelschäfte und Flügelflächen und besonders in der Nähe der Nabe schädliche Wirbelungen erzeugen, da die Flügelflächen meist nicht bis an die Nabe heranreichen.

Der Wirkungsgrad der Luftschrauben ist noch verbesserungsbedürftig, so daß auf diesem Gebiet noch viel gearbeitet werden kann. Mit der Schaffung eines gut wirkenden Schraubenpropellers, dessen Verwendung dann auch für direkten Hub (Schraubenflieger) möglich wäre, dürften Luftschiffahrt und Flugtechnik einen bedeutenden Schritt vorwärts tun.