A. Baumann: Die Berechnung von Gleitfliegern.

Sonderabdruck aus der Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure

Jahrgang 1909, Seite 281.

Fachgebiet: Luftschiffahrt.

Preis für Mitglieder . . 0,45 Mk.
Preis für Nichtmitglieder 0,90 Mk.
Portozuschlag für das Ausland 0,05 Mk.

ISBN 978-3-662-24225-4 ISBN 978-3-662-26338-9 (eBook)
DOI 10.1007/978-3-662-26338-9

Sonderabdruck aus der Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure, Jahrgang 1909, Seite 281.

Die Berechnung von Gleitfliegern.

Von **A. Baumann,** Charlottenburg.

Nachdem heute die Frage der Lenkbarmachung von Luftschiffen in den Grundzügen insofern als gelöst betrachtet werden kann, als die weitere Entwicklung mehr in konstruktiver als erfinderischer Richtung im engeren Sinne liegen wird, und infolgedessen auch, was die Zukunft bringt, bis zu einem gewissen Grade vorausgesehen werden kann, findet man häufig die Behauptung aufgestellt, die Zukunft gehöre nicht dem Luftschiff, sondern der Flugmaschine.

Zum Teil erklärt sich diese Behauptung damit, daß eine eigentliche Theorie für Flugmaschinen oder Gleitflieger bis heute noch nicht besteht, in den heutigen Anfängen der Entwicklung also im Gegensatz zum Luftschiff noch nicht überblickt werden kann, was auf diesem Gebiet überhaupt erreicht werden kann. Infolgedessen erhoffen viele hier noch unberechenbare Ueberraschungen, die uns unter Umständen mit einem Schlag eine ungeahnte Lösung und unerwartete Erfolge bringen könnten.

Es wird dabei meist auf den Vogelflug verwiesen, der doch offenkundig unter verhältnismäßig geringem Arbeitsaufwand erfolge und der uns als Vorbild für die Lösung der Aufgabe zu dienen habe. Trotzdem wird man zunächst feststellen müssen, daß die Flugmaschine dem Luftschiff gegenüber im Nachteil ist. Das Luftschiff besteht ja aus einem in der Luft schwimmenden Tragkörper, an dem die fortzubewegenden Lasten hängen, so daß also lediglich zur Fortbewegung selbst eine Arbeitsleistung notwendig ist, die die Luftwiderstände zu überwinden hat. Die Flugmaschine hingegen, die keinen Tragkörper aufweist, bedarf einer Arbeitsleistung nicht nur zur Vorwärtsbewegung, sondern auch dazu, um die Lasten zu heben und schwebend zu erhalten.

Es ist zwar, um einen Körper in bestimmter Höhenlage zu halten, wie einleuchtet, streng genommen eine Arbeitsleistung nicht erforderlich, sondern nur eine Kraftäußerung; denn so lange er in gleicher Höhe bleibt, wird ihm selbst weder eine Arbeit zugeführt noch entzogen: sein Potential gegenüber der Erde bleibt dasselbe. Es muß nur auf irgend welche Art eine Kraft auf ihn einwirken, die der Größe seines Gewichtes entspricht und deren Richtung der Schwerkraft entgegensteht. Ohne Zuhülfenahme eines festen Stützpunktes ist aber diese Kraftäußerung praktisch nicht ausführbar, ohne daß eine entsprechende Arbeit aufgewendet wird. Analogien hierzu finden sich auf allen Gebieten: die Temperatur eines Körpers kann nur gleich gehalten werden, wenn ihm beständig eine den Verlusten nach außen gleichkommende Wärmemenge zugeführt wird, ohne daß sich deshalb sein Wärmeinhalt vergrößerte. Der Fall, daß er mit einem undurchdringlichen Wärmeschutz umgeben wird, entspricht aber der Zuhülfenahme eines festen Stützpunktes für den schwebend zu haltenden Körper.

Denkt man sich von einem schwebenden Körper mit Hülfe beliebiger Vorrichtungen beliebige Massen in Richtung der Schwerkraft herabgeschleudert, so kann jedenfalls erreicht werden, daß der Beschleunigungsdruck der herabzuschleudernden Massen gleich dem Gewicht des in der Schwebe zu haltenden Körpers ist. Der Körper würde dann solange an derselben Stelle im Raum verharren, wie der Beschleunigungsdruck dem Körpergewicht entgegenwirkt. Sowie der Beschleunigungsdruck aufhört, wird der Körper, der schwebend erhalten werden soll, zu fallen beginnen. Es muß sich also der ganze Vorgang ununterbrochen abspielen. An die Stelle einzelner Massen tritt ein Strom von einzelnen Massen, der beständig von dem schwebenden Körper zur Erde herabfließt und durch geeignete Vorrichtungen beschleunigt wird. Zu dieser fortdauernden Beschleunigung ist eine entsprechende Arbeitsleistung erforderlich.

Grundsätzlich könnte jede beliebige Masse für den angedeuteten Vorgang verwendet werden, am einfachsten aber jedenfalls die den schwebenden Körper umgebende Luft. Ist der Querschnitt des so erzeugten gegen die Erde gerichteten Luftstromes F in m^2, seine spezifische Masse $\frac{\gamma}{g}$ in $\frac{\text{kg sk}^2}{m^4}$, seine Geschwindigkeit c in m/sk, so muß die sekundliche Masse $cF\frac{\gamma}{g}$ von der Geschwindigkeit 0 auf die Geschwindigkeit c gebracht werden. Dem entspricht eine sekundliche Arbeitsleistung von

$$E = \frac{F\gamma}{g}\frac{c^3}{2}.$$

Der Beschleunigungsrückdruck ist

$$\int dP = \int m\frac{dc}{dt}dt = \frac{F\gamma}{g}c^2.$$

Nach dem Gesagten muß er gleich dem in der Schwebe zu haltenden Gewicht G sein, also:

$$G = \frac{F\gamma}{g}c^2,$$

womit auch

$$c = \sqrt{\frac{Gg}{F\gamma}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

und

$$E = \frac{Gc}{2} = \frac{G}{2}\sqrt{\frac{Gg}{F\gamma}} = {}^1/_2\, G^{3/2}\left(\frac{G}{F\gamma}\right)^{1/2} \text{mkg/sk}\ ^{1)} \quad (2).$$

Diese Leistung ist notwendig, um durch einen Luftstrom vom Querschnitt F und der spezifischen Masse $\frac{\gamma}{g}$ einen Körper vom Gewicht G schwebend zu erhalten. An Stelle der Luft könnte jeder beliebige Stoff verwendet werden, ohne daß an diesen Beziehungen etwas geändert würde.

Würde der Luftstrom nicht senkrecht nach unten gerichtet sein, sondern mit der Senkrechten den Winkel β einschließen, so wäre, wie leicht nachzurechnen,

$$E = \frac{G}{2\cos\beta}\sqrt{\frac{Gg}{F\gamma\cos\beta}} = {}^1/_2\left(\frac{G}{\cos\beta}\right)^{3/2}\left(\frac{g}{F\gamma}\right)^{1/2} \quad (3);$$

daraus folgt: Die Leistung, die erforderlich ist, um einen Körper schwebend zu erhalten, wächst bei sonst gleichen Verhältnissen mit der $^3/_2$fachen Potenz seines Gewichtes und nimmt ab mit der Wurzel aus dem Querschnitt des Luft- oder Massenstromes und der Wurzel aus der spezifischen Masse des Massenstromes.

Zur Erzeugung des Luftstromes könnten z. B. durch Explosion komprimierte Gase verwendet werden, wie schon vor-

---

[1]) Einen ähnlichen Gedankengang verfolgt Budau, Z. d. öster. Ing. u. Arch.-Vereins 1903 Nr. 42 u. 43.

geschlagen wurde. Man sieht aber ohne weiteres, daß dieser Weg unzweckmäßig wäre. Es würde dann jedenfalls F klein (und c groß) ausfallen. Infolgedessen würde auch E groß werden müssen. Wird die umgebende Luft verwendet und durch eine Pumpe oder einen Ventilator angesaugt und nach unten gedrückt, wo sie in entsprechendem Querschnitt ausfließt, so hat man den Grundgedanken der sogenannten Schraubenflieger vor sich. Die abgeleiteten Formeln zeigen, daß, von allen Nebenerscheinungen abgesehen, wie Bewegungswiderstände der Schraubenflügel, Konstruktionsgewicht usw., die erforderliche Energie um so geringer wird, je größer der Schraubendurchmesser ist, oder bei Anwendung mehrerer Schrauben die Summe der von ihnen beschriebenen Kreisflächen. Diese Tatsache darf aber, wie später gezeigt wird, nicht auf Vortriebschrauben, die also in ihrer Achsenrichtung eine Bewegung ausführen, übertragen werden.

Führte man eine solche Schraube mit nur einem Flügel aus, der an einem unendlich großen Arm eine Drehung ausführt, so hätte man einen Gleitflieger vor sich.

Alle diese Ausführungsformen stellen also Vorrichtungen dar, mit Hülfe deren die umgebende ruhende Luft derart in Bewegung versetzt wird, daß der Rückdruck der beschleunigten Luft die Vorrichtung selbst in der Schwebe hält. Hierbei wird die Vorrichtung um so vollkommener sein, je mehr die Beschleunigung der Luft senkrecht nach unten erfolgt, je größer der Austrittquerschnitt und je geringer die Austrittgeschwindigkeit des nach unten gerichteten Luftstromes sind. Die Größe der Tragfläche spielt dabei nur eine sekundäre Rolle, und zwar insofern, als von ihr jedenfalls der Querschnitt des erzeugten Luftstromes abhängig ist. Sie spielt aber nicht die maßgebende Rolle, die ihr im allgemeinen beigelegt wird.

Betrachtet man auf Grund des Gesagten die Gleitflieger, so kann man sie rein äußerlich in solche mit ebenen und solche mit gekrümmten Flügeln oder Tragflächen einteilen. Es muß aber schon hier betont werden, daß streng ebene Tragflächen praktisch in den wenigsten Fällen vorliegen werden, weil diejenigen Tragflächen, die durch Tuchbespannung auf Rahmen hergestellt sind, zwar in der Ruhe eben erscheinen können, entsprechend Fig. 1, unter dem Einfluß des Winddruckes jedoch mehr und mehr in Fig. 2 übergehen, also als gekrümmte Flächen anzusprechen sind, es sei denn, daß die Bespannung ganz außerordentlich straff vorgenommen wird.

Wird eine Fläche in der Luft vorwärts bewegt, so wird die Luft an den Flächen hingleiten und ausweichen. Nach allem, was an Versuchsergebnissen und theoretischen Untersuchungen vorliegt, kann man annehmen, daß das Bild der Strömungslinien hierbei das in Fig. 3 bis 9 veranschaulichte sein wird. Es bildet sich auf der in ruhender Luft bewegten oder in bewegter Luft ruhenden Fläche ein toter Winkel, an dem die Luft abgleitet. Tatsächlich herrscht deshalb in dem toten Winkel noch nicht absolute Ruhe, es ist vielmehr in ihm jedenfalls eine schwache Luftbewegung vorhanden. Der an ihm hingleitende Luftstrom nimmt an den Berührungsstellen mit der Fläche Luft aus dem toten Winkel mit fort, und in der Spitze des toten Winkels strömt eine entsprechende Luftmenge nach, weshalb auch die Spitze des toten Winkels durch Versuche festgestellt nie so scharf erscheint, wie in den Figuren gezeichnet. Das Abgleiten der Luft erfolgt dann an dem toten Winkel derart, daß die Strömungslinien Niveauflächen umhüllen, entsprechend Fig. 3 bis 9. Fällt die Fläche selbst mit einer solchen Niveaufläche zusammen, entsprechend Fig. 8, so fließt die Luft allein nach der Seite der schwächeren Krümmung ab. Voraussetzung, daß dieser Zustand eintritt, ist lediglich, daß der Luftstrom tangential auf die Fläche auftrifft, d. h. stoßfreier Eintritt. Bei einer Flächenstellung nach Fig. 9 fließt wieder wie bei Fig. 7 ein Teil der Luft nach oben, ein Teil nach unten ab.

Fig. 1.

Fig. 2.

Nach dem früher Gesagten kommt es darauf an, eine möglichst große Luftmenge nach unten zu beschleunigen. Es bedeutet also diejenige Luftmenge, die nach oben abgelenkt wird, einen Verlust; denn für sie ist zwar eine Beschleunigungsarbeit aufzuwenden, der Beschleunigungsrückdruck oder eine Komponente des Rückdruckes wirkt aber nicht der Schwerkraft entgegen, sondern in Richtung der Schwerkraft. Von diesem Gesichtspunkt aus sind die gekrümmten Flächen, die heute fast allgemein Verwendung finden, den ebenen Flächen vorzuziehen. Eine Krümmung nach Fig. 6, 7 oder 9 ist aber weniger günstig als die Krümmung nach Fig. 8. Dabei kann das Gesetz, nach dem die Fläche gekrümmt ist, an sich beliebig sein.

Fig. 3.

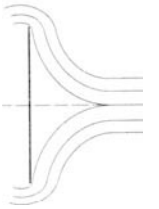


Fig. 4.

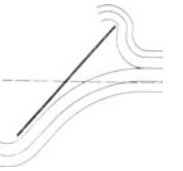


Fig. 5.

Fig. 6.

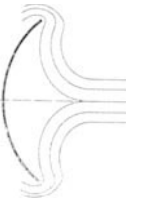


Fig. 7.

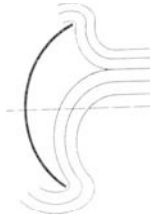
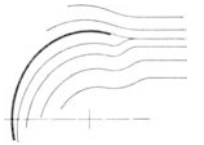


Fig. 8.

Fig. 9.



Alle Fälle außer dem Fall der Figur 8 lassen nun eine rechnerische Behandlung und Weiterverfolgung nicht zu, solange die Gesetze, die für die Strömung der Luft längs ebenen oder gekrümmten Flächen im einzelnen gelten, nicht bekannt sind bezw. für sie eine entsprechende Uebereinstimmung zwischen Rechnung und Versuch nicht erzielt ist. Der Fall der Figur 8 hingegen kann rechnerisch verfolgt werden. Da er außerdem aber den günstigsten Fall darstellt, den man, wie aus dem Vorausgeschickten klar ist, vernünftigerweise bei einer Flugmaschine anstreben wird, so kann er für eine weitere Berechnung genügen.

Beziehungen zwischen zu hebendem Gewicht, erforderlicher Leistung und Fluggeschwindigkeit.

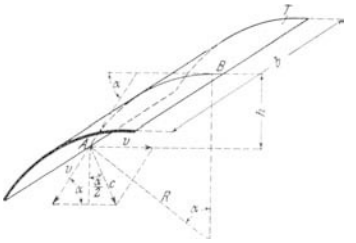
Bewegt sich die Tragfläche T, Fig. 10, mit der Geschwindigkeit v vorwärts, so wird durch sie ein Luftstrom von der Höhe h und der Breits b abgelenkt. Die absolute Austrittgeschwindigkeit des Luftstromes ist

$$c = 2\,v \sin\frac{\alpha}{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4),$$

wenn α den Winkel darstellt, den die Tangenten an die Fläche im Eintritt und Austritt miteinander einschließen. Der Austrittquerschnitt ist

$$F = \frac{h\,b}{2 \sin\frac{\alpha}{2}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4\,\mathrm{a}).$$

Fig. 10.



Die Austrittgeschwindigkeit ist nicht senkrecht nach unten gerichtet, sondern der Winkel zwischen ihr und der Senkrechten ist $\frac{\alpha}{2}$, wie aus der Figur hervorgeht.

Demnach ist nach Gl. (3)

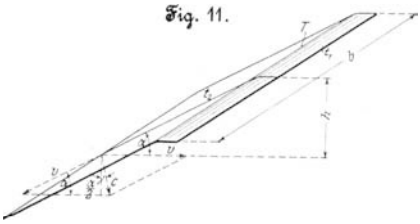
$$E = \frac{G}{2\cos\frac{\alpha}{2}} \sqrt{\frac{G\,g}{\frac{h\,b}{2\sin\frac{\alpha}{2}}\,\gamma\cos\frac{\alpha}{2}}} = G\sqrt{\frac{G\,g}{h\,b\,\gamma}}\sqrt[4]{\frac{(1-\cos\alpha)}{(1+\cos\alpha)^3}} \quad (5),$$

nach Gl. (1) mit Gl. (4) und (4 a)

$$v = \sqrt{\frac{G\,g}{h\,b\,\gamma}}\sqrt{\frac{1}{\sin\alpha}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6).$$

Mit $\alpha = 0$ würde $E = 0$, sofern h und b konstant sind. Entsprechend Fig. 10 würde dann aber die Tragfläche T unendlich groß werden müssen. Wie ändern sich nun die Verhältnisse, wenn die Größe der Tragfläche T unverändert bleiben soll, aber α und mit α die Höhe h verändert wird? Soll eine solche Untersuchung durchführbar sein, so muß das Gesetz, nach dem die Fläche gekrümmt ist, bekannt sein. Es sollen die beiden Grenzfälle betrachtet werden, daß 1) die Fläche nach einem Kreisbogen gekrümmt ist, Fig. 10, und daß 2) die Fläche aus 2 ebenen Flächen t_1 und t_2, Fig. 11, besteht, die durch ein kurzes Bogenstück miteinander verbunden sind.

Fig. 11.



Im ersten Fall ist, entsprechend Fig. 10,

$$h = R(1-\cos\alpha) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7),$$

wenn R der Krümmungsradius der Fläche ist, wobei

$$R = \frac{T}{b\,\alpha},$$

wenn T die Tragfläche ist.

Also ist auch

$$h = \frac{T}{b}\,\frac{1-\cos\alpha}{\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8),$$

und damit wird nach Gl. (4)

$$E = G\sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}\sqrt[4]{\frac{(1-\cos\alpha)\,\alpha^2}{(1+\cos\alpha)^3\,(1-\cos\alpha)^2}}$$

$$= G\sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}\sqrt{\frac{\alpha}{\sin\alpha\,(1+\cos\alpha)}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9);$$

mit $\alpha = 0$ erhält man:

$$_{\min} = \frac{G}{\sqrt{2}}\sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}.$$

Im zweiten Fall, Fig. 11, ist angenähert und mit denselben Bezeichnungen wie oben

$$h = \infty\,\frac{T\sin\alpha}{b} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10),$$

womit

$$E = G\sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}\sqrt[4]{\frac{1-\cos\alpha}{(1+\cos\alpha)^3\sin\alpha^2}}$$

$$= G\sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}\,\frac{1}{1+\cos\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11);$$

mit $\alpha = 0$ erhält man:

$$E_{\min} = \frac{G}{2}\sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}.$$

Die Werte für $E_{\min}$ sind praktisch nicht erreichbar, da für sie die Fluggeschwindigkeit v unendlich groß würde. Kleine Werte von α ergeben aber fast dieselbe Größe für E wie der Wert $\alpha = 0$, während man für die Fluggeschwindigkeit dann brauchbare Werte erhält. Der Fall 2 zeigt günstigere Verhältnisse als der Fall 1, weil hier die Projektion der Tragfläche auf die Ebene senkrecht zur Flugrichtung bei gleicher Flächengröße größer ausfällt. Anderseits darf aber praktisch der Uebergang von t_1 zu t_2 nicht zu schroff erfolgen, damit der Luftstrom eine geeignete Führung erhält. Gute Ausführungen werden also zwischen den behandelten Grenzfällen liegen.

Nach Gl. (2) wird die Fluggeschwindigkeit für den ersten Fall, da

$$c = 2\,v\sin\frac{\alpha}{2},$$

unter Berücksichtigung von Gl. (8):

$$v = \sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}\,\frac{1}{\sin\frac{\alpha}{2}}\sqrt{\frac{\alpha}{2\sin\alpha}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

und für kleine Winkel α:

$$v = \infty\sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}\,\frac{1}{\sqrt{2}\sin\frac{\alpha}{2}} \quad . \quad . \quad . \quad (12\,\mathrm{a}).$$

Ebenso erhält man für den zweiten Fall unter Berücksichtigung von Gl. (10):

$$v = \sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}\sqrt{\frac{1}{2\sin\frac{\alpha}{2}\sin\alpha\cos\frac{\alpha}{2}}}$$

$$= \sqrt{\frac{G\,g}{T\,\gamma}}\,\frac{1}{\sin\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13).$$

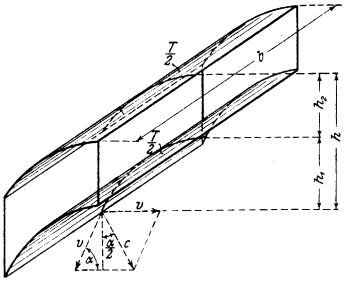
Mit dem Namen Doppeldecker werden häufig Gleitflieger bezeichnet, bei denen 2 Tragflächen übereinander angeordnet sind. Wenn man den vorstehenden Rechnungsgang auf einen solchen entsprechend Fig. 12 anwendet, so erhält man für die Ausdrücke der Gleichung (4) und (4 a):

$$c = 2\,v\sin\frac{\alpha}{2}; \quad F = \frac{h\,b}{2\sin\frac{\alpha}{2}} \quad . \quad . \quad . \quad (14),$$

und für ein Flächenprofil wie in Fig. 11:

$$h = h_2 + \frac{T\sin\alpha}{2\,b} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15);$$

Fig. 12.



aus Gl. (5):

$$E = \frac{G}{2\cos\frac{\alpha}{2}} \sqrt{\frac{Gg}{hb\gamma} \frac{2\sin\frac{\alpha}{2}}{\cos\frac{\alpha}{2}}},$$

ergibt sich dann nach entsprechender Umformung:

$$E = G \sqrt{\frac{Gg}{\left(h_2 b + \frac{T}{2}\sin\alpha\right)\gamma}} \sqrt[4]{\frac{1-\cos\alpha}{(1+\cos\alpha)^3}} \quad . \quad (16);$$

setzt man darin $h_2 b = f$, so folgt:

$$E = G \sqrt{\frac{Gg}{\left(f + \frac{T}{2}\sin\alpha\right)\gamma}} \sqrt[4]{\frac{1-\cos\alpha}{(1+\cos\alpha)^3}} \quad . \quad (16\text{a}),$$

und auf gleichem Wege wie früher:

$$v = \sqrt{\frac{Gg}{\left(f + \frac{T}{2}\sin\alpha\right)\gamma}} \sqrt{\frac{1}{\sin\alpha}} \quad . \quad . \quad . \quad (17).$$

Mit $\alpha = 0$ wird $E = 0$ und $v = \infty$, vorausgesetzt, daß für jeden Winkel α bei gegebenen Größen f und T eine vollkommene Führung des Luftstromes erzielt wird. Der Querschnitt, durch den der Luftstrom absolut austritt, ist nach früherem

$$F = \frac{hb}{2\sin\frac{\alpha}{2}} = \frac{h_2 b}{2\sin\frac{\alpha}{2}} + \frac{T}{2}\cos\frac{\alpha}{2},$$

senkrecht auf der Richtung des Luftstromes im Austritt gemessen. Abgesehen von der erforderlichen Führung muß also dieser Querschnitt vorhanden sein, wenn die errechnete Wirkung eintreten soll. Er ist z. B. dann nie vorhanden, wenn 2 kongruente gekrümmte Flächen übereinander angeordnet sind.

Beziehung zwischen Stirnwiderstand, Tragfläche und Leistung.

Bisher wurde bei den aufgestellten Formeln von jedem Verlust abgesehen und lediglich die Wirkung des von den Tragflächen abgelenkten Luftstromes einer Betrachtung unterzogen. Tatsächlich wird, wie klar ist, jeder Gleitflieger auch Flächen besitzen, die nicht als Tragflächen wirken, aber doch bei ihrer Fortbewegung durch die Luft einen Widerstand erzeugen, der überwunden werden muß. Diese Flächen werden gebildet von dem Gestell, dem Motor und den Fahrgästen sowie dem Führer. Im folgenden sollen diese Flächen kurz unter dem Sammelbegriff Stirnfläche zusammengefaßt sein.

Bewegt sich eine Fläche (Stirnfläche) S durch die Luft mit einer Geschwindigkeit v, so erfährt sie einen Stirnwiderstand

$$w = S\frac{v^2\gamma}{g}\varkappa.$$

Es werde unter

$$s = S\varkappa$$

die reduzierte Stirnfläche verstanden, wobei der Koeffizient $\varkappa$ eine Erfahrungszahl ist, die in erster Linie von der Form der Fläche abhängt. Im vorliegenden Falle handelt es sich vornehmlich um zylindrische Flächen, die mit ihrer Achse senkrecht gegen die Luft bewegt werden, zum kleineren Teil auch um Flächen, die mit einer Zuspitzung in Richtung der Bewegung versehen sind. Insbesondre von Frank und Eiffel sind die Koeffizienten $\varkappa$ für solche Körper in guter Uebereinstimmung durch Versuche auf völlig verschiedenem Wege festgestellt worden [1]). Es kann also mit ziemlicher Zuverlässigkeit der Wert

$$w = \frac{v^2\gamma}{g}s$$

bestimmt werden. Die für die Fortbewegung erforderliche Leistung ist dann:

$$E_s = s\frac{\gamma}{g}v^3 \text{ mkg/sk} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18).$$

Um diese Leistung ist die früher bestimmte Leistung E zu vermehren, wenn der im vorausgehenden beschriebene Vorgang möglich sein soll. Demnach ist

$$E_{\text{gesamt}} = E + E_s$$

und mit Gl. (5), (6) und (18)

$$E_{\text{gesamt}} = G\sqrt{\frac{Gg}{hb\gamma}}\sqrt{\frac{1-\cos\alpha}{(1+\cos\alpha)^3}} + s\frac{\gamma}{g}\frac{Gg}{hb\gamma}\sqrt{\frac{Gg}{hb\gamma}}\frac{1}{\sin\alpha}\sqrt{\frac{1}{\sin\alpha}}$$

$$= G\sqrt{\frac{Gg}{hb\gamma}}\left(\sqrt[4]{\frac{1-\cos\alpha}{(1+\cos\alpha)^3}} + \frac{s}{hb}\sqrt{\frac{1}{\sin^3\alpha}}\right)$$

Durch Ableitung erhält man als Bedingung eines Kleinstwertes für E_{gesamt}:

$$\frac{s}{hb} = {}^1/_6\,\frac{(1-\cos\alpha)(2-\cos\alpha)}{\cos\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad (20);$$

für eine Form der Tragfläche nach Fig. 11:

$$E_{\text{gesamt}} = G\sqrt{\frac{Gg}{T\gamma}}\left(\frac{1}{1+\cos\alpha} + \frac{s}{T}\frac{1}{\sin^3\alpha}\right) \quad . \quad . \quad (21),$$

lautet die Bedingung:

$$\frac{s}{T} = {}^1/_3\,\text{tg}\,\alpha\,(1-\cos\alpha)^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (22);$$

für einen Doppeldecker entsprechend Fig. 12:

$$E_{\text{gesamt}} = G\sqrt{\frac{Gg}{\left(h_2 b + \frac{T}{2}\sin\alpha\right)\gamma}}\left(\sqrt[4]{\frac{1-\cos\alpha}{(1+\cos\alpha)^3}} + \frac{s}{h_2 b + \frac{T}{2}\sin\alpha}\sqrt{\frac{1}{\sin^3\alpha}}\right) \quad . \quad . \quad . \quad (23),$$

lautet die Bedingung:

$$\frac{(4+\cos\alpha)\sin^5\alpha}{2(1+\cos\alpha)\sqrt{\sin\alpha}} = \frac{s}{\frac{T}{2}}\frac{1}{\frac{hb}{\frac{T}{2}\sin\alpha}+1}\left(\frac{2}{\frac{hb}{\frac{T}{2}\sin\alpha}+1} + 6\cos\alpha\right) \quad (24).$$

Diese Minimum-Bedingungen sind ihrer Form nach nicht geeignet, um aus ihnen den günstigsten Winkel α zu bestimmen; man wird deshalb besser tun, durch Probieren von Fall zu Fall diese Feststellung zu treffen.

Nach Gl. (19) und (20) erhält man beispielsweise für

$\frac{s}{hb} =$	0,0025	0,005	0,01	0,02	0,05	0,1
$\alpha =$	6°00′	11°40′	18°10′	27°00′	38°40′	46°40′
$E_{\text{gesamt}} =$	0,23	0,28	0,35	0,42	0,54	0,66 $G\sqrt{\frac{Gg}{hb\gamma}}$,

nach Gl. (21) und (22) für

$\frac{s}{T} =$	0,0025	0,005	0,01	0,02	0,05	0,1
$\alpha =$	26°40′	31°00′	36°00′	41°40′	49°50′	56°20′
$E_{\text{gesamt}} =$	0,555	6,575	0,601	0,64	0,72	0,82 $G\sqrt{\frac{Gg}{T\gamma}}$.

[1]) Z. 1908 S. 463, 1039, 1522.

Man sieht aus der Zusammenstellung, daß man in der Wahl des Winkels α nicht frei, sondern an ganz bestimmte Größen gebunden ist. Die kleinen Winkel α, die nach dem früheren und nach dieser Zusammenstellung als die günstigsten erscheinen, sind nur möglich, wenn die Stirnfläche des Gleitfliegers im Verhältnis zur Tragfläche sehr klein ist.

Beziehung zwischen Gewicht und Tragfläche.

Liegen der Winkel α und die Größe $\frac{s}{hb}$ nach dem Vorausgegangenen fest, so kann man für die Leistung schreiben:

$$E_{\text{gesamt}} = G\sqrt{\frac{Gg}{hb\gamma}}\,A \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

und

$$v = \sqrt{\frac{Gg}{hb\gamma}}\,B \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (26).$$

Dabei soll die Größe hb selbst noch nicht festliegen; die obige Schreibweise wird also nur zulässig, wenn man wenigstens in erster Annäherung annehmen darf, daß s proportional hb sei, was, wenn auch nicht streng, so doch im großen und ganzen zutrifft.

Wie man sieht und wie auch schon früher hervorgehoben wurde, wächst die erforderliche Gesamtleistung mit der $^3/_2$fachen Potenz aus dem Gesamtgewicht, während die Fluggeschwindigkeit nur mit der $^1/_2$fachen Potenz zunimmt, im übrigen unveränderte Verhältnisse vorausgesetzt. Leistung und Geschwindigkeit nehmen aber ab mit der $^1/_2$fachen Potenz aus hb, dem Maß für die Größe der Tragflächen. Daraus geht die große Wichtigkeit hervor, die möglichst geringen Konstruktionsgewichten beizulegen ist, während eine Vergrößerung der Tragflächen nur einen verhältnismäßig schwachen Einfluß hat, besonders da mit ihr Hand in Hand notwendig eine Gewichtvermehrung geht. Ja es kann der Augenblick eintreten, wo eine Vergrößerung der Tragflächen keine Verbesserung, sondern eine Verschlechterung des Gesamtergebnisses im Gefolge hätte, um so mehr als mit der Vergrößerung von hb die Fluggeschwindigkeit abnimmt, während doch eine große Fluggeschwindigkeit eben so sehr das Ziel aller Bestrebungen ist wie die Erzielung geringer erforderlicher Leistungen.

Das Gesamtgewicht G setzt sich aus 3 Teilen zusammen: 1) dem zu hebenden Nutzgewicht G_1, 2) dem Motorgewicht G_2 und 3) dem Gewicht der Tragkonstruktion G_3. Dabei kann näherungsweise das Motorgewicht proportional der Leistung und das Gewicht der Tragkonstruktion proportional dem Wert hb gesetzt werden, womit

$$G_2 = k_2\,E_{\text{gesamt}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (27)$$

und

$$G_3 = k_3\,hb \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

ist. Damit wird

$$G = G_1 + G_2 + G_3 = G_1 + k_2\,E_{\text{gesamt}} + k_3\,hb \qquad (29),$$

und an Stelle von Gl. (25) kann man setzen:

$$E_{\text{gesamt}} = A(G_1 + k_2 E_{\text{gesamt}} + k_3 hb)\sqrt{\frac{g}{\gamma}\,\frac{G_1 + k_2 E_{\text{gesamt}} + k_3 hb}{hb}} \quad (30);$$

durch Umformung erhält man:

$$G_1 = \left[\frac{1}{A^{2/3}}\left(\frac{\gamma}{g}\right)^{1/3}\left(\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}\right)^{2/3} - k_2\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}k_3\right]hb \quad (31),$$

demnach wäre eine Verdoppelung des Nutzgewichtes G_1 zu erreichen durch gleichzeitige Verdoppelung von hb und E_{gesamt}. Als günstigstes Verhältnis von $\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}$ erhält man durch Ableitung:

$$\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb} = 3Ak_3\sqrt{3k_3\frac{g}{\gamma}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32),$$

womit

$$(G_1)_{\max} = hb\,k_3\left(2 - \frac{k_2}{k_3}\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}\right)$$

$$= hb\,k_3\left(2 - 3Ak_3\sqrt{3k_3\frac{g}{\gamma}}\right) \quad (33).$$

Es wird häufig behauptet, daß erst das Vorhandensein leichter Motoren den Bau von Gleitfliegern möglich gemacht habe. Das trifft, wie Gl. (31) und (33) zeigen, was Leistung und Fläche betrifft, nicht zu. Es muß nur nach Gl. (31)

$$\left[\frac{1}{A^{2/3}}\left(\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}\right)^{2/3}\left(\frac{\gamma}{g}\right)^{1/3} - k_2\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb} - k_3\right] \geqq 0$$

sein, oder

$$A \leqq \frac{\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}\sqrt{\frac{\gamma}{g}}}{\left(k_2\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb} + k_3\right)^{2/3}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34),$$

oder nach Gl. (33)

$$\frac{k_2}{k_3}\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb} \leqq 2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (35);$$

aus Gl. (32) folgt dann die erforderliche Größe von A zu

$$A = \frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}\,\frac{1}{3k_3\sqrt{3k_3\frac{g}{\gamma}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (36).$$

Die vorstehenden Gleichungen geben darüber Aufschluß, wie mit möglichst geringem Leistungsaufwand eine möglichst große Nutzlast befördert werden kann. Diese Lösung der allgemeinen Aufgabe, einen Gleitflieger zu bauen, kann in gewisser Hinsicht als die einfachste und auch nächstliegende bezeichnet werden. Es können aber an die Maschine auch andre Anforderungen gestellt werden. Man kann z. B. die Erzielung einer möglichst großen Geschwindigkeit ohne Rücksicht auf die aufzuwendende Leistung vorschreiben, oder auch die Erzielung eines möglichst geringen Energieverbrauches für jedes Kilogramm Nutzlast und Kilometer zurückgelegten Weg.

Beziehung zwischen Leistung und erreichbarer Geschwindigkeit.

Nach Gl. (6) ist

$$v = \sqrt{\frac{Gg}{hb\gamma}\,\frac{1}{\sin\alpha}};$$

mit Hülfe von Gl. (25) kann man für G setzen:

$$G = \left(\frac{hb\gamma}{g}\right)^{1/3}\left(\frac{E_{\text{gesamt}}}{A}\right)^{2/3},$$

womit man aus Gl. (6) erhält:

$$v = \sqrt[3]{\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}\frac{g}{\gamma}}\sqrt[6]{\frac{1}{A^2\sin^3\alpha}}.$$

Setzt man wie früher den Wert

$$A = \sqrt[4]{\frac{1-\cos\alpha}{1+\cos\alpha}} + \frac{s}{hb}\sqrt{\frac{1}{\sin^3\alpha}},$$

so ergibt sich durch Umformung:

$$v = \sqrt[3]{\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}\frac{g}{\gamma}}\sqrt[3]{\frac{1}{\sqrt{2}\sin\alpha\sin\frac{\alpha}{2} + \frac{s}{hb}}} \quad . \quad . \quad (37).$$

Setzt man in Gl. (6) an Stelle von G entsprechend Gl. (29)

$$G = G_1 + k_2 E_{\text{gesamt}} + k_3 hb,$$

so erhält man

$$v = \sqrt{\left(\frac{G_1}{hb} + k_2\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb} + k_3\right)\frac{g}{\gamma}\,\frac{1}{\sin\alpha}} \quad . \quad . \quad (38).$$

Aus Gl. (37) folgt:

$$\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb} = v^3\frac{\gamma}{g}\left(\sqrt{2}\sin\alpha\sin\frac{\alpha}{2} + \frac{s}{hb}\right) \quad . \quad . \quad (39).$$

Setzt man diesen Ausdruck in obige Gleichung, so ergibt sich:

$$v^2 = \left(\frac{G_1}{hb} + k_2 v^3\frac{\gamma}{g}\left(\sqrt{2}\sin\alpha\sin\frac{\alpha}{2} + \frac{s}{hb}\right) + k_3\right)\frac{g}{\gamma}\,\frac{1}{\sin\alpha}$$

oder:

$$v^2\frac{\gamma}{g}\sin\alpha\left(1 - k_2 v\left(\sqrt{2}\sin\frac{\alpha}{2} + \frac{s}{hb\sin\alpha}\right)\right) = \frac{G_1}{hb} + k_3 \quad (40).$$

Sollen für G_1, die Nutzlast, positive Werte möglich sein, so muß

$$k_2 v C = k_2 v\left(\sqrt{2}\sin\frac{\alpha}{2} + \frac{s}{hb\sin\alpha}\right) < 1$$

sein.

k_2 wird im allgemeinen gegeben, v gefordert sein; das Ziel kann deshalb nur dadurch erreicht werden, daß man den Klammerausdruck möglichst klein macht. Dieser Ausdruck erreicht sein Minimum für

$$\tfrac{1}{2}\sqrt{2}\,\frac{s}{hb} = \frac{\cos\frac{\alpha}{2}\sin^2\alpha}{\cos\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (41).$$

Damit erhält man für

$\frac{s}{hb} =$	0,0025	0,005	0,01	0,02	0,05	0,1
$\alpha =$	1° 20′	3°	4° 50′	6° 55′	10° 55′	15° 10′
$C =$	0,0273	0,133	0,178	0,252	0,401	0,572.

Mit $k_2 = 1/7$ würden als äußerste nicht erreichbare Grenzwerte für die Geschwindigkeit gefunden:

$v =$	256	52,5	39	28	17,5	12,2 m/sk,
entspr.	920	190	140	100	63	44 km/st;

mit $k_2 = 1/28$ die vierfachen Beträge dieser Zahlen.

Der Wert $k_2 = 1/7$ kg für 1 mkg Motorleistung entspricht ungefähr dem Gewicht unsrer Automobilmotoren, $k_2 = 1/38$ dem Gewicht leichter französischer Flugmotoren. Wie man aus der Zusammenstellung sieht, können die von verschiedener Seite vorausgesagten Geschwindigkeiten von 200 km/st, zu deren Erreichung neuerdings auch die Aussetzung eines Preises anspornt, nur mit Motoren, die leichter als Automobilmotoren sind, erzielt werden; denn der Wert $\frac{s}{hb} = 0{,}005$ dürfte für kleinere Flugmaschinen wohl kaum unterschritten werden. Anderseits ist man neuerdings mehr und mehr zu der Einsicht gekommen, daß äußerst leichte Motoren besser zu vermeiden sind. Immerhin genügt schon eine Verminderung des Motorgewichtes von $k_2 = 1/7$ kg/mkg auf $k_2 = 1/12$, um zum Ziel zu kommen. Wäre z. B. $\frac{s}{hb} = 0{,}006$, so müßte $\alpha = 3^0\,20'$ sein, um 200 km/st = 55,5 m/sk Geschwindigkeit zu erzielen. Es ist dann $C = 0{,}142$. Wäre ferner $k_2 = 1/12$, $k_3 = 5$, $G_1 = 75$, so erhielte man aus Gl. (40)

$$\frac{G_1}{hb} + 5 = 7{,}7,$$

$$G_1 = 2{,}7\,hb,$$

so daß für $G_2 = 75$

$$hb = 28{,}5\ \mathrm{m}^2.$$

Rechnet man noch rd. 25 kg Brennstoff hinzu, so wird

$$G_2 = 100,$$
$$hb = 37\ \mathrm{m}^2.$$

Aus Gl. (39) findet man dann:

$$E_{\text{gesamt}} = 610 \cdot 8{,}5 = 5200 \text{ mkg}$$

bezw.

$$= 6750 \text{ »},$$

entsprechend 69,5 und 90 PS. Es beträgt dann das Gewicht des Gestelles rd. 150 bezw. 180 kg, das Gewicht des Motors 435 bezw. 560 kg, das tote Gesamtgewicht also 585 bezw. 740 kg.

Beziehung zwischen Nutzlast, zurückgelegtem Weg und Energieverbrauch.

Ist wie früher G_1 = Nutzlast, v = Geschwindigkeit, E_{gesamt} = Energie in mkg/sk, so wird eine Fahrt um so zweckmäßiger sein, je größer das Verhältnis

$$o = \frac{G_1 v}{E_{\text{gesamt}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (42)$$

ist. Setzt man für G_1 und v die Ausdrücke der Gleichungen 31 und 37 ein, so erhält man nach Umformung

$$o = \left(\frac{g}{\gamma}\right)^{1/3} \frac{1}{\sqrt[3]{\sqrt{2}\sin\alpha\sin\frac{\alpha}{2} + \frac{s}{hb}}} \left[\frac{1}{A^{2/3}}\left(\frac{g}{\gamma}\right)^{1/3} - \left(\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}\right)^{1/3} k_2 - \left(\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}\right)^{-2/3} k_2\right] \quad . \quad (42\,\text{a}).$$

Dieser Ausdruck erreicht einen Höchstwert für

$$\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb} = \frac{2\,k_3}{k_2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (43),$$

womit man erhält:

$$o = \left(\frac{g}{\gamma}\right)^{1/3} \frac{1}{\left(\sqrt{2}\sin\alpha\sin\frac{\alpha}{2} + \frac{s}{hb}\right)^{1/3}} \left[\frac{1}{A^{2/3}}\left(\frac{\gamma}{g}\right)^{1/3} - \frac{3\cdot\sqrt[3]{2}}{2}\,k_3^{1/3}\,k_2^{2/3}\right] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (42\,\text{b})$$

und

$$v = \sqrt[3]{\frac{2\,k_3}{k_2}\,\frac{g}{\gamma}\,\frac{1}{\sqrt{2}\sin\alpha\sin\frac{\alpha}{2} + \frac{s}{hb}}} \quad . \quad . \quad (44),$$

und schließlich zur Bestimmung von hb bezw. E_{gesamt} selbst:

$$G_1 = hb\left(\frac{1}{A^{2/3}}\left(\frac{\gamma}{g}\right)^{1/3}\left(\frac{2\,k_3}{k_2}\right)^{2/3} - 3\,k_3\right) \quad . \quad (45).$$

Hierbei ist immer der Winkel α bezw. A durch die Beziehungen Gl. (20) bis Gl. (24) bestimmt.

Den Ausdruck für o kann man auch in andrer Form schreiben, indem man für E_{gesamt} die Energie in mkg/sk setzt und mit η_s den Schraubenwirkungsgrad bezeichnet, so daß

$$N_e = \frac{E_{\text{gesamt}}}{75\,\eta_s}$$

die erforderliche Nutzleistung in PS ist. Wenn man ferner den für 1 PS-st erforderlichen Brennstoffverbrauch mit B, den Brennstoffvorrat mit $\mathfrak{B}$ bezeichnet, so ist der Brennstoffverbrauch für 1 PS-sk $\frac{B}{3600}$, und es wird

$$N_e = \frac{\mathfrak{B}\,3600}{B} = \frac{E_{\text{gesamt}}}{75\,\eta_s}$$

oder

$$E_{\text{gesamt}} = \frac{75\,\eta_s\,3600\,\mathfrak{B}}{B} = \frac{270\,000\,\eta_s\,\mathfrak{B}}{B}.$$

Damit wird

$$o = \frac{G_1\,v\,B}{270\,000\,\eta_s\,\mathfrak{B}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (46).$$

Es ist dann die Förderleistung in mkg

$$\mathfrak{T} = G_1 v = 270\,000\,\eta_s\,\frac{\mathfrak{B}}{B}\,o$$

oder in kg und km

$$= 270\,\eta_s\,\frac{\mathfrak{B}}{B}\,o \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (47),$$

d. h. mit $\mathfrak{B}$ kg Brennstoff können $\mathfrak{T}$ kgkm Förderleistung erzielt werden.

Wäre z. B. $\mathfrak{B} = 50$ kg, $\eta_s = 0{,}6$, $B = 0{,}3$ kg und o nach Gl. (42b) zu 1,5 bestimmt, so wäre

$$\mathfrak{T} = 270 \cdot 0{,}6\,\frac{50}{0{,}3}\,1{,}5 = 50\,500 \text{ kgkm},$$

oder es könnten bei 50 kg Brennstoffvorrat 100 kg Nutzlast 505 km weit befördert werden. Hierbei ist die Verbesserung des Ergebnisses durch Abnahme des toten Gewichtes infolge Verzehrung des Brennstoffes nicht berücksichtigt.

Beispiele.

Zur Prüfung der aufgestellten Beziehungen soll der von den Gebrüdern Voisin gebaute, unter dem Namen Farmanscher Aeroplan bekannte Gleitflieger, Fig. 13 und 14, dienen und ferner zum Vergleich der Wrightsche Gleitflieger, Fig. 15 und 16, soweit Angaben über ihn vorliegen, herangezogen werden. Nach den Angaben, die mir von den Erbauern gegeben worden sind, beträgt das Gewicht des Farmanschen Fliegers einschließlich Führers 530 kg, mit Führer und Fahrgast 615 kg. Die Stirnfläche S wird zu rd. 1 qm angegeben; rechnet man für den Führer, der aus dem abgedeckten Führersitz herausragt, noch $1/4$ qm, so erhält man $S = 1{,}25$ qm. Für die reduzierte Stirnfläche kann demnach mit $\varkappa = 0{,}35$ gesetzt werden: $s = 0{,}44$ qm. Ferner wird mir angegeben: Die Fluggeschwindigkeit betrug bis zu 18 m/sk, die Motorleistung 50 PS$_e$, die Geschwindigkeit, bei der ein Schweben gerade eintritt, 14 m/sk. Der Schraubenwirkungsgrad liegt über 70 vH. Nach den veröffentlichten Zeichnungen ist $\alpha = \infty\,24^0$; unter Berücksichtigung des zu Fig. 1 und 2 Gesagten kann aber auch mit einem etwas größeren Wert gerechnet

Fig. 13 und 14. Drachenflieger von Farman.

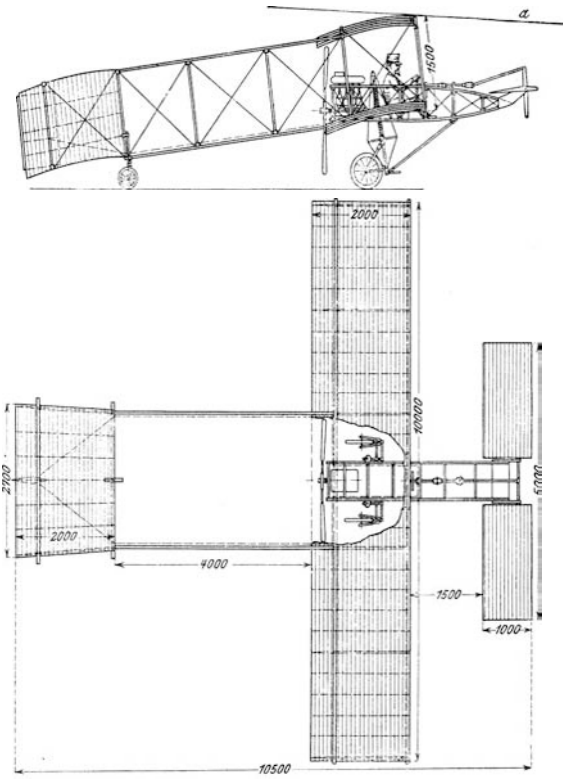
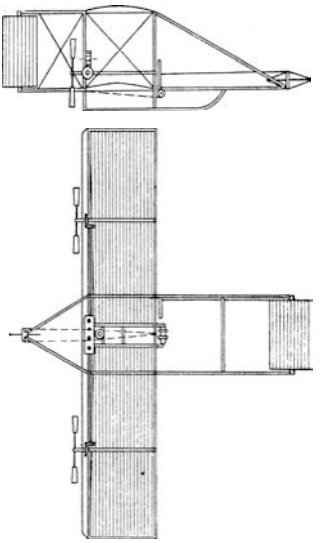


Fig. 15 und 16.
Drachenflieger der Gebrüder Wright.



werden. Ferner ergibt sich aus der Zeichnung, wie im einzelnen leicht nachzurechnen, entsprechend Gl. (6) und (19) für

$\alpha =$	20	24	30	35
$hb =$	24,9	27,1	30,1	31,7
$\frac{s}{hb} =$	0,0176	0,0161	0,0146	0,0138
$\sqrt[4]{\frac{1-\cos\alpha}{(1+\cos\alpha)^3}} =$	0,3	0,34	0,38	0,42
$\frac{s}{hb}\frac{1}{\sqrt{\sin^3\alpha}} =$	0,088	0,059	0,037	0,03
$A =$	0,388	0,399	0,417	0,45
$E_{\text{gesamt}} =$	34,9	34,0	34,0	35,6 PS
$v =$	21,8	19,0	16,2	14,8 m/sk

bei Annahme eines Gesamtgewichtes von 530 kg, entsprechend der Besetzung durch den Führer allein. Aus der Zusammenstellung ist zu sehen, daß tatsächlich ein Winkel von 24° und etwas mehr der für die vorliegenden Verhältnisse günstigste ist, bei dem die erforderliche Leistung am geringsten wird. Es ist anzunehmen, daß dieser Winkel in zahlreichen Versuchen als der günstigste gefunden wurde, und die Uebereinstimmung zwischen der Rechnung und den Tatsachen ist vollkommen. Ferner ist zu erkennen, daß bei einem Schraubenwirkungsgrade von mehr als 70 vH der 50 PS-Motor eher zu reichlich als zu schwach ist, so daß der Gedanke, einen Fahrgast mitzunehmen, erklärlich erscheint. In bezug auf die Leistung bedarf die vorstehende Rechnung noch einer Verbesserung, auf die später eingegangen werden soll. Die Geschwindigkeit liegt gleichfalls innerhalb der angegebenen Grenzen. In bezug auf sie kann deshalb eine vollkommene Uebereinstimmung zwischen Rechnung und Versuch nicht erreicht werden, weil der Versuch verschiedene Geschwindigkeiten je nach Windrichtung und Windstärke ergibt, über die bei den kurzen Flugzeiten genaue Angaben nicht vorliegen können. In Berücksichtigung dessen wird man auch die Uebereinstimmung der Geschwindigkeit anerkennen müssen. Es kommt noch hinzu, daß durch Handhaben der Steuerflächen und Verlegen des Gesamtschwerpunktes des Fliegers (durch Aenderung der Körperhaltung des Führers) eine Aenderung der Geschwindigkeit erzielt werden kann, solange der Motor reichlich stark ist, was an andrer Stelle behandelt werden soll. Die erforderliche Leistung ist aber vom Gegenwind und seiner Größe fast unabhängig, so daß hier auch Rechnung und Versuch besser zusammenstimmen werden.

Bezüglich der Gewichte des Farmanschen Gleitfliegers kann angenommen werden, daß der Motor mit Brennstoff und Kühlwasser etwa 150 kg, der Führer 65 kg wiegt; für Tragflächen und Gestell bleiben also 315 kg. Demnach kann man bei Annahme eines Schraubenwirkungsgrades von 75 vH nach Gl. (27) bis (29) setzen:

$$G_1 = 65, \quad k_2 = \frac{150}{75 \cdot 50 \cdot 0{,}75} = \infty\, 0{,}05, \quad k_3 = \frac{315}{30} = 10{,}5.$$

Ferner ist $\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb} = \infty\, 94$, wenn man $hb = \infty\, 30$ und $A = \infty\, 0{,}4$ setzt. Man erhält so:

$$G_1 = 30\left[\left(\frac{1{,}3}{9{,}81}\right)^{1/3} 94^{2/3} \frac{1}{0{,}4^{2/3}} - 0{,}05 \cdot 94 - 10{,}5\right]$$
$$= 126 \text{ kg}$$

als größtes zu hebendes Gewicht, das ist 27 vH des Maschinengewichtes und entspricht ungefähr dem Gewicht von 2 Fahrgästen.

Untersucht man, welches das günstigte Verhältnis für $\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb}$ wäre, so erhält man nach Gl. (32):

$$\frac{E_{\text{gesamt}}}{hb} = 3 \cdot 0{,}4 \cdot 10{,}5 \sqrt{3 \cdot 10{,}5 \cdot \frac{9{,}81}{1{,}3}} = 194,$$

gegenüber 94 der Ausführung. Voraussetzung für die Richtigkeit des errechneten Wertes wäre, wie schon öfter betont, daß das Gewicht der Tragkonstruktion mit 315 kg proportional hb wäre. Nun weist aber insbesondere der Farmansche Gleitflieger zahlreiche Teile auf, die ein konstantes Gewicht haben, das von der Größe der Tragflächen unabhängig ist.

Das sind der Träger, der die vorderen Tragflächen mit den hinteren verbindet, Gestell mit Führersitz und Rädern sowie Steuerflächen. Sie werden wohl $^4/_{10}$ des Gesamtgewichtes ausmachen, d. h. etwa 125 kg wiegen. Man kann dieses Gewicht zu G_1 hinzuschlagen und erhält damit:

$$k_3 = \frac{315 - 125}{30} = 6{,}33$$

und

$$\frac{E_{\text{gesamt}}}{h\,b} = 3 \cdot 0{,}4 \cdot 6{,}33 \sqrt{3 \cdot 6{,}33 \cdot \frac{9{,}81}{1{,}3}} = 91$$

gegenüber 94 der Ausführung. Mit $\frac{E_{\text{gesamt}}}{h\,b}$ erhielte man

$$h\,b = 31 \text{ qm}$$

und nach Gl. (33)

$$G = 31 \cdot 6{,}33 \left(2 - 0{,}4 \cdot 0{,}05 \sqrt{27 \cdot 6{,}33 \cdot \frac{9{,}81}{1{,}3}}\right)$$
$$= 251 \text{ kg};$$

um die Nutzlast zu erhalten, sind die 125 kg für Gestell usw. abzuziehen, so daß man wie zuvor erhält:

$$G = 126 \text{ kg};$$

d. h. die Verhältnisse des Farmanschen Gleitfliegers bezüglich der Größe der Tragflächen sind die tatsächlich günstigsten. In den Zeitungen war in jener Zeit, die den Farmanschen Erfolgen vorausging, die Nachricht zu lesen, daß die Größe der hinteren Tragflächen verringert worden sei, worauf sich die Ergebnisse gebessert hätten, was nach der vorgeführten Rechnung durchaus den Verhältnissen entsprechen würde.

Weniger gut liegen die Verhältnisse bezüglich Transportleistung. Es ist mit $B = 0{,}4$, $\mathfrak{B} = 1$:

$$o = 1{,}68 \text{ und } \mathfrak{T} = 2{,}8 \text{ km}$$

für einen Fahrgast. Erreichbar wäre mit $\frac{E_{\text{gesamt}}}{h\,b} = 200$ als günstigstem Wert, womit sich $N_e = 62$ PS gegenüber 50 ergäbe, und $h\,b = 16{,}2$ gegenüber rd. 30 qm, ferner $v = 21{,}4$ m/sk $= 77$ km/st gegenüber $v = 16$ m/sk $= 57{,}5$ km/st:

$$o = 1{,}68$$

und

$$\mathfrak{T} = 3{,}2 \text{ km}.$$

Vergleicht man den Gleitflieger der Gebrüder Wright mit dem Farmanschen, soweit das bei den wenigen und nicht genauen Angaben, die mir über ihn zu Gebote stehen, möglich ist, so ergibt sich folgendes:

Der Wrightsche Flieger wiegt entgegen den Angaben in dieser Zeitschrift[1]) 280 kg, sein Motor leistet 24 PS bei 90 kg Motorgewicht. Die Flügelweite beträgt rd. 12,5 m, der Abstand der beiden Flächen voneinander rd. 2,5 m. h_1 werde angenommen zu 0,5, demnach ist $h\,b$ etwa $= 37{,}5$ qm. Nach Photographien zu urteilen, scheint α klein zu sein und dürfte kaum 20° betragen. Hingegen wird wohl s ziemlich den Farmanschen Wert erreichen. Es werde dementsprechend $A = 0{,}38$ gesetzt. Die Flüge Wrights wurden mit einer Belastung ausgeführt, die 2 Fahrgästen entspricht, also etwa mit 130 kg. Das wären fast 50 vH des Maschinengewichtes.

Es wäre dann entsprechend Gl. (25)

$$E_{\text{gesamt}} = \frac{410}{75} \sqrt{\frac{410 \cdot 9{,}81}{37{,}5 \cdot 1{,}3}} \cdot 0{,}38$$
$$= 18{,}8 \text{ PS}.$$

Demnach müßte der Schraubenwirkungsgrad 78 vH betragen. Das wäre immerhin möglich. Nicht ausgeschlossen ist aber, daß die Verhältnisse im einzelnen etwas anders liegen, womit sich das Ergebnis in der einen oder andern Richtung noch etwas verschieben könnte.

Der Koeffizient k_2 wäre ähnlich wie bei Farman

$$\frac{90}{20{,}7 \cdot 75} = 0{,}0575.$$

Für die Tragkonstruktion bleiben $280 - 90 = 190$ kg.

Für Untergestell und Streben nach dem Untergestell werden als unveränderliche Gewichte 50 kg abgezogen, so daß

$$k_3 = \frac{140}{37{,}5} = 3{,}74$$

ist.

[1]) s. Z. 1908 S. 1369.

Der günstigste Wert für $\frac{E_{\text{gesamt}}}{h\,b}$ wäre demnach nach Gl. (32):

$$\frac{E_{\text{gesamt}}}{h\,b} = 3 \cdot 0{,}38 \cdot 3{,}74 \sqrt{3 \cdot 3{,}74 \cdot \frac{9{,}81}{1{,}3}} = 39{,}3.$$

In der Ausführung ist er

$$\frac{20{,}7 \cdot 75}{37{,}5} = \text{rd. } 41{,}4.$$

Auch hier ist die Uebereinstimmung zwischen Rechnung und Versuch festzustellen.

Vergleicht man die Farmanschen und die Wrightschen Ergebnisse, so ist an Hand der Rechnung zu sagen, daß die scheinbare Ueberlegenheit der Wrightschen Ausführung in erster Linie auf Rechnung des geringeren Konstruktionsgewichtes zu setzen ist, wie es scheint, zum Teil auf Kosten der Haltbarkeit, zum andern Teil auf Kosten der Betriebsbereitschaft; denn daß die Anordnung des Gleitfliegers auf Kufen leichter wird als auf einem Rädergestell, und daß dadurch der Abflug nicht überall möglich gemacht wird, leuchtet ein. Das geringere Gewicht geht schließlich noch auf Kosten der Stabilität, insofern der Wrightsche Flieger kein Schwanzstück hat und damit auch den Träger nach dem Schwanzstück spart. Diesen letzten Nachteil ersetzt allerdings Wright durch eine größere persönliche Gewandtheit und eine vollkommenere Lenkbarmachung. Es muß deshalb gesagt werden, daß der Wrightsche Gleitflieger dem Farmanschen nicht in seiner Hubwirkung an sich überlegen ist, sondern wohl nur in seiner Lenkvorrichtung. Nur in dieser letzten Hinsicht bedeutet er einen unzweifelhaften Fortschritt. Sieht man vom Stirnwiderstand ab und betrachtet nur die gehobenen Gesamtgewichte, die sich nach den vorstehenden Rechnungen wie 2 : 3 verhalten, so betrüge, die Farmansche Motorleistung zu 35 PS angenommen, diejenige Wrigths

$$35 \cdot {}^2/_3 \sqrt{{}^2/_3} = 19 \text{ PS}.$$

So ungefähr liegen die Verhältnisse auch tatsächlich.

Es soll noch gezeigt werden, wie auch bei bedeutend größeren Motorgewichten ein Gleitflieger erfolgreich sein könnte, was Hubleistung und Flächengröße anbelangt.

Wäre z. B.

$k_2 = 0{,}28$ gegenüber 0,05, d. h. 5,6 mal so groß,

$k_3 = 7$ gegenüber 6,33 bezw. 4,5,

so müßte sein nach Gl. (35):

$$\frac{E_{\text{gesamt}}}{h\,b} \gtrless 2\,\frac{k_3}{k_2} = 2 \cdot \frac{7}{0{,}28} = 50;$$

mit $\frac{E_{\text{gesamt}}}{h\,b} = 40$ würde nach Gl. (36):

$$A = 40 - \frac{1}{3 \cdot 7 \cdot \sqrt{21 \cdot \frac{9{,}81}{1{,}3}}} = 0{,}162.$$

Damit wird nach Gl. (31):

$$G = h\,b \left(\frac{1}{0{,}162^{2/3}} 40^{2/3} \left(\frac{1{,}3}{9{,}81}\right)^{1/3} - 40 \cdot 0{,}27 - 7\right) = 2{,}2\,h\,b.$$

Rechnete man Nutzlast und konstante Konstruktionsgewichte zu

$$G = 1000 \text{ kg},$$

so erhielte man:

$$h\,b = 455 \text{ qm}.$$

Die erforderliche Leistung wäre

$$\frac{455 \cdot 40}{75} = 236 \text{ PS},$$

von der Schraube abgegeben, oder bei einem Schraubenwirkungsgrade von 0,7

340 PS.

Das Maschinengewicht wäre $236 \cdot 75 \cdot 0{,}28 =$	rd. 5000 kg
das Gewicht der Tragkonstruktion: $455 \cdot 7 =$	» 3200 »
Nutzlast und konstante Gewichte . . . . . =	» 1000 »
	zusammen 9200 kg

Der Wert $A = 0{,}162$ entspräche einem kleinen Winkel α. Voraussetzung für seine Möglichkeit wäre, daß $\frac{s}{h\,b}$ genügend klein gemacht werden kann, was bei dem Umfang, den die ganze Maschine annehmen würde, möglich erscheint.

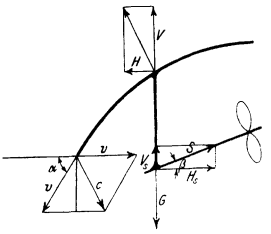
Einer solchen Maschine soll durch dieses Beispiel nicht das Wort geredet werden. Erinnert man sich aber der Nachrichten über den Maximschen Gleitflieger mit 360 PS bei 3600 kg Gesamtgewicht der Flugmaschine, wobei α zwischen 6^0 und 10^0 lag, der Anfang der 90er Jahre erprobt wurde und auf kurze Strecken flog, so findet man, daß auch diese Maschine vollständig in den Rahmen des Ganzen hineinpaßt, und von der Stabilität abgesehen ist nicht einzusehen, weshalb eine solche Maschine weniger erfolgreich sein sollte als die heutigen kleinen Maschinen mit leichten Motoren.

Ich hatte schon erwähnt, daß die Rechnung für den Farmanschen Gleitflieger noch in einem Punkte der Berichtigung bedarf. Aus Fig. 13 geht nämlich hervor, daß die Tangente a an die Tragflächen einen Winkel von rd. 5^0 mit der Schraubenachse einschließt. Man könnte nun im Zweifel sein, ob bei normalem wagerechtem Flug die Schraubenachse wie in der Figur wagerecht bleibt, also die Luftströmung nach Fig. 9 erfolgt, oder ob die Tangente a in die Bewegungsrichtung fällt, womit dann die Schraube schräg nach oben gerichtet wäre. Auf meine Anfrage teilen Gebr. Voisin mit, daß letzteres der Fall ist. Dann wirkt aber die Schraube infolge ihrer schrägen Stellung direkt hebend. Dadurch erhöht sich die Hubleistung noch etwas. Es soll deshalb diese Anordnung noch einer Untersuchung unterzogen werden.

Beziehungen für Leistung und Geschwindigkeit bei schräg stehender Schraube.

Der Einfluß des Stirnwiderstandes werde der für den vorliegenden Zweck genügenden Einfachheit halber durch einen Koeffizienten η_t berücksichtigt, so daß der Horizontalwiderstand mit den Bezeichnungen der Figur 17

Fig. 17.



$$\frac{H}{\eta_t} = \frac{h\,b\,\gamma}{G\,\eta_t}\,v^2\,(1 - \cos\alpha)$$

ist, wobei dieselben Bezeichnungen wie früher gelten.

η_s sei der Schraubenwirkungsgrad,

S der Schraubenvortrieb,

V der Auftrieb der Tragflächen.

Dann muß sein:

$$V = \frac{h\,b\,\gamma}{G}\,v^2 \sin\alpha = G - S\,\eta_s \sin\beta \quad . \quad . \quad (48)$$

und

$$\frac{H}{\eta_t} = \frac{h\,b\,\gamma}{G\,\eta_t}\,v^2\,(1 - \cos\alpha) = \eta_s\,S \cos\beta \quad . \quad . \quad (49);$$

aus Gl. (48):

$$v^2 = \frac{G - \eta_s\,S \sin\beta}{h\,b\,\gamma \sin\alpha}\,G,$$

woraus mit Gl. (49) nach Umformung:

$$S = G\,\frac{\sin\frac{\alpha}{2}}{\cos\frac{\alpha - 2\beta}{2}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (50)$$

und

$$v^2 = \frac{G\,g}{2\,h\,b\,\gamma}\,\frac{\eta_t}{\eta_t \operatorname{cotg}\frac{\alpha}{2} + \operatorname{tg}\beta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (51).$$

Schließlich wird E mit Gl. (50) und (51)

$$E_{\text{gesamt}} = S\,\frac{v}{\cos\beta}$$

$$= \frac{G}{\eta_s}\sqrt{\frac{G\,g}{2\,h\,b\,\gamma}\,\frac{1}{\cos^2\beta \sin\frac{\alpha}{2}}}\sqrt{\frac{\eta_t}{\left(\eta_t \operatorname{cotg}\frac{\alpha}{2} + \operatorname{tg}\beta\right)^3}} \quad (52).$$

Setzt man entsprechend den Ergebnissen der früheren Rechnung für den Farmanschen Gleitflieger $\eta_t = 0{,}95$, $\eta_s = 0{,}75$, $G = 615$ kg (2 Fahrgäste), $\alpha = 24^0$, $\beta = 5^0$, $h\,b = 30{,}1$, so erhält man für die erforderliche Motorleistung

$$E_{\text{gesamt}} = \frac{615}{75 \cdot 0{,}75}\sqrt{\frac{615 \cdot 9{,}81}{2 \cdot 30{,}1 \cdot 1{,}3}\,\frac{1}{0{,}996 \cdot 0{,}21}}\sqrt{\frac{0{,}95}{(0{,}95 \cdot 4{,}7 + 0{,}09)^3}}$$

$$= 46{,}1 \text{ PS},$$

gegenüber rd. 50 PS nach der früheren Rechnung. Da 50 PS vorhanden sind, so würde also auch schon ein Schraubenwirkungsgrad von nur 69 vH genügen, um die Farmanschen Flugleistungen zu ermöglichen.

Aus diesem Beispiel ist deutlich zu ersehen, wie die zum Fliegen erforderliche Leistung durch Schrägstellen der Schraube sinkt. Gleichzeitig sinkt aber auch die Fluggeschwindigkeit etwas, und zwar um so mehr, je stärker die Schrägstellung wird. Das ist nicht erwünscht, und schon aus diesem Grunde wird man sich mit einer kleinen Schrägstellung begnügen. Es kommt hinzu, daß jedenfalls bei wesentlicher Schrägstellung der Schraubenwirkungsgrad sinkt. Aus den vorstehenden Formeln könnte gefolgert werden, daß es am vorteilhaftesten wäre, $\beta = 90^0$ zu machen, die Schraube also senkrecht anzuordnen. Abgesehen von dem eben Gesagten ist aber hierzu zu bemerken, daß diese Formeln überhaupt nur für kleine Winkel β Gültigkeit haben, da der Schraubenwirkungsgrad in ihnen gleichbleibend angenommen ist; in der Tat aber ist er abgesehen von β und v unabhängig, wie im folgenden gezeigt wird.

Schraubenwirkungsgrad.

Im folgenden soll der Schraubenwirkungsgrad ohne Rücksicht auf die mehr oder weniger günstige Form der Schraube selbst, lediglich in seiner Abhängigkeit von der Fortbewegungsgeschwindigkeit der Schraube und dem Vortrieb bestimmt werden, wobei die Winkelgeschwindigkeit gleichbleibend angenommen wird.

Bezeichnet man mit v die Geschwindigkeit der Schraube in Richtung ihrer Achse, mit c die Geschwindigkeit des Luftstromes durch die Schraube, mit F den Querschnitt dieses Luftstromes, so muß die Schraube die Geschwindigkeit der Luft von v auf c erhöhen. Dieser erforderlichen Beschleunigung entspricht ein Rückdruck

$$S = \frac{F\gamma}{g}\,c(c - v) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (53)$$

und eine Leistung

$$E' = \frac{F\gamma}{g}\,c\left(\frac{c^2 - v^2}{2}\right).$$

Zu dieser Leistung kommt noch die gegenüber den toten Widerständen aufzuwendende Leistung, die durch Reibung und Wirbelbildung aufgezehrt wird und jedenfalls proportional F und c^2 gesetzt werden kann, hinzu, womit man erhält:

$$E'' = \frac{F\gamma}{2\,g}\,(c(c^2 - v^2) + w\,c^3).$$

Dabei wäre angenommen, daß die Strömungen parallel der Schraubenachse erfolgen. Das wird nicht zutreffen, vielmehr werden die Geschwindigkeiten c nur die Projektionen der tatsächlichen, von der Schraubenachse abweichenden Geschwindigkeiten auf die Schraubenachse darstellen. Um dem Rechnung zu tragen, ist der Betrag von E'' noch durch einen Koeffizienten η_v zu teilen, der kleiner als 1 und jedenfalls von dem Verhältnis der Geschwindigkeiten v und c sowie von der Form der Schraube abhängig sein wird; dementsprechend kann natürlich allgemein über η_v nichts Bestimmtes ausgesagt werden, und man erhält

$$E = \frac{F\gamma}{2\,g\,\eta_v}\,(c(c^2 - v^2) + w\,c^3) \quad . \quad . \quad . \quad (54).$$

Die Schraube gibt die Leistung $S \cdot v$ ab, wenn sie sich mit dem Vortrieb S und der Geschwindigkeit v vorwärts bewegt. Man erhält also als Schraubenwirkungsgrad

$$\eta_s = \frac{\frac{F\gamma}{g}\,c\,v\,(c - v)}{\frac{F\gamma}{2\,g\,\eta_v}\,(c(c^2 - v^2) + w\,c^3)}$$

und mit

$$\frac{v}{c} = \sigma \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (55)$$

$$\eta_s = \frac{2\,\eta_v\,\sigma\,(1 - \sigma)}{1 - \sigma^2 + w} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (56),$$

nach Gl. (54)

$$E = \frac{F\gamma}{2g\eta_v} c^3((1-\sigma^2) + w\sigma^2) \quad . \quad . \quad . \quad (57)$$

und nach Gl. (53) und (55)

$$S = \frac{F\gamma}{g} c^2 (1-\sigma) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (58).$$

Unter dem Slip einer Schraube versteht man das Verhältnis $s = \frac{c-v}{c} = 1 - \sigma$. Damit kann man auch schreiben:

$$\eta_s = \frac{2\eta_v s(1-s)}{(2-s)s + w},$$

wobei aber η_v selbst eine Funktion von σ bezw. s darstellen wird. Dieser Wert η_s erreicht jedenfalls für einen bestimmten Wert von σ, d. i. $\frac{v}{c}$, einen Höchstwert. Wird v bei gleichbleibender Umlaufzahl, d. h. konstantem c, geändert, so muß sich dementsprechend σ und damit η_s ändern.

Hat die vorwärts zu bewegende Flugmaschine eine unveränderliche Form und Lage in der Bewegungsrichtung, so ist ihr Bewegungswiderstand nach früherem v^2 proportional; er kann also gleich $K_1 v^2$ gesetzt werden. Anderseits muß ihm der Schraubenvortrieb S das Gleichgewicht halten, so daß also nach Gl. (53) bezw. (58) mit (55) ist:

$$K_1 v^2 = S = \frac{F\gamma}{g} c(c-v) = \frac{F\gamma}{g} c^2 (1-\sigma) = \frac{F\gamma}{g} v^2 \frac{1-\sigma}{\sigma^2}.$$

Es wird demnach bei einer vorgeschriebenen Fluggeschwindigkeit v und sonst festliegenden Verhältnissen Gleichgewicht nur für einen bestimmten Wert von σ_0 eintreten können, der sich bestimmt aus

$$\frac{1-\sigma}{\sigma^2} = \frac{K_1 g}{F\gamma} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (59).$$

Läuft anderseits der Motor, der zum Antrieb der Schraube dient, mit einer für den Hub gleichbleibenden Arbeit, wie das z. B. bei jedem Kolbenmotor ohne Aenderung der Regelung der Fall ist, so ist seine Leistung proportional der Umlaufzahl, d. h. sie ist gleich $K_2' n$, und da auch c proportional n ist, so ist sie auch gleich $K_2 c$. Die von der Schraube geforderte Leistung ist aber, wie schon bestimmt, entsprechend Gl. (54) bezw. (57)

$$E = \frac{F\gamma}{2g\eta_v}(1 - \sigma^2 + w)c^3.$$

Das Gleichgewicht erfordert, daß

$$\frac{F\gamma}{2g\eta_v}((1-\sigma_0^2) + w)c^3 = K_2 c$$

sei, wobei σ_0 nach obigem festliegt, entsprechend der Beziehung (59).

Daraus ergibt sich

$$c = \sqrt{\frac{2g\eta_v K_2}{F\gamma(1-\sigma_0^2 + w)}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60).$$

Damit liegt aber auch die Umlaufzahl n des Motors sowie die Fluggeschwindigkeit v fest.

Aus alledem folgt, daß ein gegebener Motor, mit einer Schraube von bestimmter Form gekuppelt und in eine Flugvorrichtung von bestimmter Form eingebaut, dieser Vorrichtung nur eine im voraus festliegende Geschwindigkeit v zu erteilen vermag. Da anderseits eine ganz bestimmte Geschwindigkeit v erreicht werden muß, wenn Schweben eintreten soll, so leuchtet ein, daß nur durch geeignetes Zusammenwirken aller genannten Umstände ein Erfolg erzielt werden kann.

Das Gesagte gilt in gleicher Weise übrigens auch für Luftschiffe[1]), nur daß hier die Verhältnisse insofern günstiger sind, als die erzielte oder zu erzielende Geschwindigkeit v nicht in so engen Grenzen festliegt. In beiden Fällen kann, wenn die erzielte Geschwindigkeit nicht ausreicht, unter Umständen eine Erhöhung der Geschwindigkeit, wie aus Gl. (60) hervorgeht, 1) durch Verkleinerung von F, 2) durch Vergrößerung von K_2, d. h. in erster Linie durch Aenderung der Ganghöhe der Schraube, erreicht werden, vorausgesetzt, daß Aenderungen von K_1 bezw. K_2' nicht erwünscht oder nicht möglich sind.

Auf keinen Fall kann aber, wenn nicht durch Zufall, durch Aenderung einer dieser Größen ein bestes Ergebnis erzielt werden, weil σ dadurch nun wieder mehr oder weniger willkürlich festgelegt wird, tatsächlich aber einem ganz bestimmten Wert von σ ein Größtwert für den Schraubenwirkungsgrad entspricht. Es hat also eine solche Aenderung mit eindringlichem Studium der im einzelnen vorliegenden Verhältnisse Hand in Hand zu gehen.

Durch diese verwickelten Verhältnisse erklärt es sich, abgesehen von andern Umständen, die zum Teil schon behandelt sind, zum Teil in späteren Abhandlungen besprochen werden sollen, wie zahlreiche Versuche nötig sind, ehe mit einer Flugmaschine ein Erfolg erlangt werden kann.

Der erste Erfolg wird wohl stets darin bestehen, daß der Gleitflieger eine kürzere Strecke fliegend zurücklegt. Die Größe dieser Strecke wird von der Stabilität des Ganzen und von der Geschicklichkeit, mit der der Führer die Stabilität aufrecht zu erhalten weiß, abhängen, abgesehen natürlich von mehr oder weniger ungünstigen äußeren Umständen. Treffen gleich bei diesen ersten Versuchen mißliche Umstände zusammen, so daß infolge der verloren gegangenen Stabilität eine Zerstörung des Gleitfliegers oder einzelner Teile eintritt, so wird der Führer nur sehr langsam und unter großen Kosten in den Besitz der nötigen Uebung kommen können. Es ist deshalb ein Gleitflieger, der von Haus aus eine möglichst vollständige Gewähr für Aufrechterhaltung der Stabilität bietet, jedenfalls einem weniger vollkommenen vorzuziehen. In dieser Richtung wird sich wohl die weitere Entwicklung vollziehen. Die leichten Flieger sind in dieser Hinsicht den schweren und umfangreichen weit überlegen. Bei den leichten genügt eine Aenderung der Körperstellung des Führers, um den Schwerpunkt des Ganzen zu verlegen und etwaigen Kippmomenten entgegenzuwirken. Ebenso sind verhältnismäßig geringe Kräfte zur schnellen Betätigung der Steuervorrichtungen nötig. Bei schweren Fliegern ist gegenüber dem Gesamtgewicht das Führergewicht belanglos und auch Steuervorrichtungen nur wirksam, wenn große Kräfte von ihnen ausgeübt werden können. Zu ihrer Betätigung durch den Führer würden also Uebersetzugnen notwendig, die eine rasche Einwirkung im Augenblick der Gefahr erschweren, wenn nicht ausschließen. Diese Umstände sind es, die zu der Behauptung berechtigen, erst das Vorhandensein leichter Motoren habe die Lösung der Gleitflugfrage ermöglicht, aber nur solange, wie eine selbsttätige Aufrechterhaltung der Stabilität nicht erzielt oder nicht möglich ist.

Zu der Frage, ob dem Luftschiff oder der Flugmaschine der Vorrang gebühre, Stellung zu nehmen, ist sehr schwierig; beide sind ihrer Art und Wirkung nach viel zu verschieden. Beide werden wohl sicher immer nebeneinander bestehen können, wenn auch für verschiedene Verwendungszwecke. Bei beiden wächst die erforderliche Leistung mit dem zu hebenden Nutzgewicht, aber, soweit ohne Einzeluntersuchungen überschlagen werden kann, beim Gleitflieger schneller als beim Luftschiff. Das Eine scheint aber wahrscheinlich, daß der Gleitflieger für Sportzwecke an allgemeiner Verbreitung das Luftschiff übertreffen wird.

[1]) Vergl. Z. 1908 S. 1182, Zeppelin: Erfahrungen im Bau von Luftschiffen.

Kommissionsverlag und Expedition der Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure: Julius Springer, Berlin N.
Buchdruckerei A. W. Schade, Berlin N., Schulzendorferstr. 26.