

Der Triebflügel

Eine Vereinigung von Vortriebs- und Auftriebsorgan.

Übersicht: Der Bericht untersucht die Frage, ob ein Fluggerät denkbar ist, bei dem zur Arbeitsleistung ausschliesslich die "Tragflügelkräfte" von zirkulatorisch umströmten Quertriebskörpern herangezogen werden, und das im Hinblick auf eine grosse Geschwindigkeitsspanne und die Möglichkeit, grosse Triebwerksleistungen bei gutem aerodynamischen Wirkungsgrad unterzubringen, dem heutigen Flugzeugtyp überlegen ist. Ausgehend vom Vorbild der fliegenden Tierwelt, dessen sinngemässe Uebertragung in die Flugtechnik ausführlich besprochen wird, wird ein Flügelsystem vorgeschlagen, das gleichzeitig den Vortrieb und den Auftrieb aufbringt. Ein solcher "Triebflügel" vereinigt die Entwicklungstendenzen des Hubschraubers mit denen der heutigen Luftschrauben und kann gleichzeitig als Technisierung des Tierfluges angesehen werden.

- Gliederung:
- I. Allgemeine Ueberlegungen über die Möglichkeit, Auftrieb und Vortrieb mit demselben Flächensystem zu erzeugen.
 - II. Der rollende Flügel (Luftschraube grosser Steigung bei sehr grossem Fortschrittsgrad und Schräganblasung).
 - III. Diskussion der Ergebnisse der Rechnung.
 - IV. Die Flugeigenschaften des Triebflügels.
 - V. Zusammenfassung.

Der Bericht umfasst:

32 Seiten Text mit
12 Abbildungen.

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GOETTINGEN e.V.

Institut für theoretische Aerodynamik.

Der Leiter:

Alb. Betz

Alb. Betz

Die Bearbeiter:

E.v. Holst, D. Kuchemann, K. Solz

E.v. Holst, D. Kuchemann, K. Solz

Bezeichnungen:

s	Flügelhalbspannweite.
l	Flügeltiefe.
F	Flügelfläche.
Λ	Seitenverhältnis des Flügels.
x_a, y_a, z_a	strömungsfeste rechtwinklige Koordinaten; x_a positiv in Flugrichtung.
x, y, z	flügel feste rechtwinklige Koordinaten; y in Spannweitenrichtung, positiv nach Steuerbord.
ξ, η, ζ	flügel feste rechtwinklige Koordinaten, mit s dimensionslos gemacht: $\xi = x/s$; ...
φ	Rollwinkel; $\varphi = 0$ bei horizontaler Lage des Flügels;
α_0	Winkel zwischen Drehachse (Nullauftriebsrichtung) und Anströmrichtung.
ω	Winkelgeschwindigkeit.
v	Anströmgeschwindigkeit.
u	Umfangsgeschwindigkeit.
$\lambda = v/u = \frac{1}{\omega s/v}$	Fortschrittsgrad.
$C = \frac{1}{2\pi} (dc_a/d\alpha)_{\Lambda=\infty}$	Profilkonstante.
A	Auftrieb.
$c_a = (dA/dy) \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \ell$	örtlicher Auftriebsbeiwert.
$\gamma = c_a \ell / 4s$	dimensionsloser Beiwert für die Zirkulation.
c_n	örtlicher Normalkraftbeiwert, senkrecht zur Nullauftriebsrichtung.
c_t	örtlicher Tangentialkraftbeiwert, in Nullauftriebsrichtung.
K_{za}	Vertikalkraft an der Drehachse in z_a -Richtung.
K_{xa}	Horizontalkraft an der Achse in x_a -Richtung.
$\left. \begin{aligned} \overline{c_{za}} &= K_{za} / \frac{\rho}{2} v^2 F \\ \overline{c_{xa}} &= K_{xa} / \frac{\rho}{2} v^2 F \\ \overline{c_{za}} &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \overline{c_{za}} d\varphi \\ \overline{c_{xa}} &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \overline{c_{xa}} d\varphi \end{aligned} \right\}$	Luftkraftbeiwerte.
M	Luftkraftmoment an der Drehachse.
$C_d = M / \frac{\rho}{2} v^2 F s$	Drehmomentenbeiwert
S	Schub in Flugrichtung
$C_s = S / \frac{\rho}{2} v^2 F$	Schubbeiwert.

I. Allgemeine Ueberlegungen über die Möglichkeit, Auftrieb und Vortrieb mit demselben Flächensystem zu erzeugen.

Wir stehen heute an einem Zeitpunkt, wo sich ein neuer grundsätzlicher Einschnitt in der Entwicklung der Flugtechnik bemerkbar macht; er ist in seiner Bedeutung dem Entwicklungsabschnitt vergleichbar, wo sich die Flugtechnik auf ihrem Entwicklungswege von dem Verfahren, den Auftrieb durch die statischen Kräfte mitgeführter Gasmassen zu erzeugen, abzuwenden und beim Luftfahrzeug "Schwerer als Luft" die dynamischen Luftkräfte von zirkulatorisch umströmten Quertriebskörpern auszunutzen begann. Diese Entwicklung hat heute einen hohen Stand erreicht; zugleich beginnen sich jedoch schon die physikalischen Grenzen des Vortriebsorgans, der Luftschraube, abzuzeichnen, und der Flugtechniker sieht sich bereits nach neuen, nicht rein zirkulatorischen Kräften zur Vortriebserzeugung um. Es ist daher wohl der Versuch gerechtfertigt, die Anwendung von "Tragflügelkräften" einmal bis zu ihrer äussersten Konsequenz zu durchdenken. Da der bisherige Flugzeugtyp weithin durch die grundsätzliche Trennung von Auftriebs- und Vortriebsorganen gekennzeichnet ist, wollen wir, die Entwicklung in anderer Richtung fortführend, insbesondere die Frage untersuchen, ob es technisch durchführbar ist, Auftrieb und Vortrieb mit demselben Flächensystem zu erzeugen.

Unsere Fragestellung ist nicht neu; seit den Hubschrauberentwürfen *Leonardo da Vinci* sind, ausgehend von dem Vorbild der lebenden Natur, mannigfache Vorschläge in dieser Richtung gemacht worden. Soll die ganze Erörterung dieses Problems für uns heute noch technischen Sinn und Nutzen haben, so müssen wir uns darüber klar sein, dass dabei grundsätzlich mindestens die folgenden beiden Bedingungen zu erfüllen sind: Erstens muss das zu entwickelnde Fluggerät mehr leisten als der heutige Flugzeugtyp und zweitens muss die konstruktive Durchführbarkeit beim jetzigen Stand der Technik zumindestens diskutabel sein. Die Wichtigkeit dieser beiden Forderungen ist leider bei vielen, auch neueren Projekten übersehen und gerade bei Schwingenflugzeugentwürfen findet man neben technischen Unmöglichkeiten oft übertriebene Hoffnungen einerseits auf die Steigerung gerade der Funktionen, auf die das

heutige Flugzeug ohnehin hochgezüchtet ist, und andererseits auf die erreichbare Minderung der benötigten Triebwerksleistung (Muskelkraftflieger!).

In welcher Hinsicht kann und sollte nun ein Flugzeug, bei dem Auftrieb und Vortrieb von demselben Organ bewirkt werden, mehr leisten als das Normalflugzeug? Zunächst einmal wird ein widerstandserzeugendes Organ und damit ein "Wirkungsgrad" eingespart. Weiterhin wäre es erwünscht, wenn wir auf ein solches Flächensystem Triebwerke grösserer Leistung als heute üblich arbeiten lassen könnten bei brauchbarem aerodynamischen Wirkungsgrad. Dass dies in der Tat möglich ist, werden wir später zeigen. Eine weitere grundsätzliche Überlegenheit dieses Verfahrens erkennen wir schliesslich, wenn wir die fliegende Tierwelt betrachten, die zum überwiegenden Teil nach diesem Prinzip unter Ausnutzung dynamischer Tragflügelkräfte fliegt: Die Möglichkeit, die Fluggeschwindigkeit bis auf Null herabzumindern; denn die als Ganzes eine Bewegung ausführende Fläche kann sich die erforderliche Anströmung selbst verschaffen, welche beim Normalflugzeug erst durch die Fortbewegung des ganzen Apparates entsteht. Ein Flugzeug mit grosser Geschwindigkeitsspanne und der Möglichkeit, grosse Triebwerksleistungen unterzubringen, ist also das anzustrebende Ziel; hinsichtlich dieser Eigenschaften müsste das neue Flugprinzip dem alten überlegen sein.

Die technische Ausführung dieses Flugprinzipes könnte zunächst direkt den Schwingenflug der Tiere nachahmen und z.B. mit einer oder mehreren Flächen, welche eine Schlag- und zugleich Drehschwingung ausführen, Auftrieb und Vortrieb erzeugen. Eine solche Bewegung ist, z.B. an anderer Stelle ¹⁾ näher beschrieben; dort sind auch die technischen Schwierigkeiten angedeutet, um derentwillen diese Ausführungsform hier nicht in Betracht gezogen werden soll. Es wird daher darauf ankommen, die Bewegung des tierischen Flügels weitergehend zu "technisieren". Der wichtigste Schritt in dieser Richtung ist der, dass an die Stelle ein Hin- und Herbewegung der Fläche annähernd in einer Ebene eine Rotation tritt.

¹⁾ E.v.Holst und D.Küchemann: Biologische und aerodynamische Probleme des Tierfluges. Naturwiss. 29, 384, 1941 oder: Zur Aerodynamik des Tierfluges. Luftwissen 8, 277, 1941.

Wir wollen zunächst den Fall betrachten, dass der Flügel um eine Achse umläuft, die annähernd parallel zu seiner Längserstreckung und annähernd senkrecht zur Anströmrichtung liegt. Die Flügel bewegen sich also entweder auf dem Mantel eines Zylinders oder aber eines Kegels, dessen Spitze der Ansatzpunkt der Flügel am Rumpf ist. Diese letzte Möglichkeit, über die jedoch bisher wenig Erfahrungen vorliegen, steht dem tierischen Vorbild noch am nächsten. Ihre Hauptschwierigkeit besteht in der Notwendigkeit, bei Ausnutzung des Flügels in seiner ganzen Länge, diesen *p e r i o d i s c h* (und zwar nach den Flügelenden zunehmend) zu verwinden; eine weitere Erschwerung bietet das mit der Umlaufgeschwindigkeit und jeweiligen Flügelstellung sich ändernde Drehmoment um die Rumpfquerachse. - Bei der anderen Möglichkeit: Umlaufen der Fläche auf der Bahn eines liegenden Zylinders kommen wir zu dem Prinzip des *V o i t h - S c h n e i d e r - P r o p e l l e r s*, welches z.B. bei dem bekannten "Radflugzeug"-Projekt *R o h r b a c h s* ²⁾ angewandt ist. Wenn man von vorneherein darauf verzichtet, bei irgendeinem Flugzustand mit dem Widerstand ³⁾ zu fliegen, und ausserdem fordert, dass das Flugzeug langsam u n d schnell fliegen soll, so ergibt sich bei diesem Flugprinzip wie auch bei dem vorher genannten vor allem ein *k i n e m a t i s c h e s* Problem: Da die Spur eines Einzelflügels eine Zyklode ist, so beschreibt er bei kleinen Fortschrittsgraden eine noch kreisähnliche, bei grossen jedoch eine flach wellenförmige Bahn. Für kleine Fortschrittsgrade könnte die Kinematik des Voith-Schneider-Propellers verwandt werden, bei grossen müsste jedoch eine davon wesentlich verschiedene, was bei der technischen Ausführung erhebliche Schwierigkeiten machen dürfte. Als ungünstiger Faktor kann die gegenseitige Beeinflussung der im gleichen Drehsinn umlaufenden Flächen hinzukommen; sie lässt sich zwar durch Vergrössern des Raddurchmessers vermindern, doch dann vermehren sich die ohnehin beträchtlichen Widerstände des ganzen Radsystems.

²⁾ vgl. E. Everling: Zur Frage des Flügelrades. Luftwissen 1, 221, 1934. Ausführlichere Rechnungen und Messungen findet man bei J.B. Wheatley: Simplified aerodynamic analysis of the cyclogiro rotating-wing system. NACA Techn. Note 467 (1933) u. J.B. Wheatley u. R. Winkler: Wind-tunnel tests of a cyclogiro rotor. NACA Techn. Note 528 (1935).

³⁾ Wir verstehen darunter die Ausnutzung von Luftkräften in der Bewegungsrichtung, nicht senkrecht dazu: Prinzip des Raddampfers.

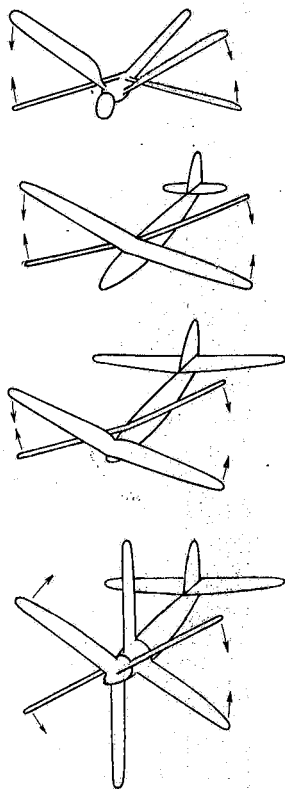
Schliesslich ist auch hier das unerwünschte in seiner Stärke wechselnde Drehmoment um die Rumpfquerachse zu nennen, das zu tiefer Schwerpunktlage und anderen Ausgleichsmassnahmen zwingt. Ein weiterer Nachteil, der grundsätzlich allen bewegten Flügelsystemen eignet, tritt bei diesem Flugprinzip besonders deutlich in Erscheinung: die zeitlich periodischen Luftkräfte, die in diesem Falle bewirken, dass vom Flügel während eines Umlaufes abwechselnd Vortriebs- oder Hubarbeit geleistet wird, sodass z.B. für den Vortrieb nur etwa die Hälfte des Arbeitsweges ausgenutzt wird.⁴⁾

Angesichts dieser Sachlage wollen wir uns die Frage vorlegen, wie die fliegende Tierwelt das Problem der grossen Geschwindigkeitsspanne - von Null bis zu immerhin erheblichen Werten - gelöst hat. Auf Grund der Untersuchungen des einen von uns (v.H.) an verschiedenen Flugtieren und an Flugmodellen, welche die verschiedenen Formen des tierischen Fluges nachahmen (vgl. Fussnote 1) lässt sich auf diese Frage eine eindeutige und sehr einfache Antwort geben: Die Flugtiere - gleichgültig, um welche spezielle Flugweise es sich handelt - bewegen die Flügel, im Gegensatz zu den erwähnten technischen Projekten, stets, in einer Ebene, die zum Fahrtwind möglichst senkrecht steht, also um eine in Richtung der Fortbewegung gelegene Achse, die beim Horizontalflug wagerecht, beim Rüttel- oder Schwirrflug (ohne Horizontalgeschwindigkeit) möglichst senkrecht gestellt wird. Diese Schwenkung der Schlagebene wird meist durch Neigung des ganzen Rumpfes erzielt; in anderen Fällen kann die Schwingebene der Flügel bei gleichbleibender Körperlage durch Betätigung eines komplizierten Flügelgelenkes geneigt werden.

4) Von der besonderen Kunst der Flugtiere, diesen "toten Arbeitsweg" möglichst klein zu machen, haben eigene Ueberzeitlupenfilme verschiedener Flugtiere uns überzeugt: Der Flügel schwingt mit fast konstanter Geschwindigkeit bis dicht vor den Wendepunkt, schwenkt schnell und hat sofort wieder seine volle Geschwindigkeit. Dies ist wieder ein Beispiel dafür, wie die Natur, der die rotatorische Bewegung verwehrt ist, sich auf glänzende Weise zu helfen versteht, ohne dass jedoch in der Flugtechnik dieses Verfahren nun sklavisch nachgeahmt werden müsste, da hier gänzlich andere Voraussetzungen gegeben sind.

Beim Fliegen ohne Horizontalgeschwindigkeit machen die Flügel (wenn wir von verschiedenen anatomisch bedingten Besonderheiten absehen) eine der Hubschraube völlig entsprechende Bewegung, wobei an die Stelle der Rotation ein Hin- und Zurückschwingen und an die Stelle einer gleichbleibenden ziemlich geringen Steigung des Propellerblattes ein sehr weites Hin- und Zurückschwenken des Flügels um seine Längsachse an den Umkehrpunkten tritt. Der Hubschrauber ist daher in unserem Sinne eine ideale Uebertragung des auf-der-Stelle-Fliegens der Tierwelt in die Flugtechnik.

Die sinngemässe Uebertragung des Horizontalflugprinzips der Tiere in die Technik soll am Beispiel der Libelle erläutert werden, ^{die} der Ausgangspunkt diesbezüglicher Versuche des erstgenannten Verfassers ist (vgl. Abb. 1). Die Libelle bewegt



bekanntlich zwei hintereinander gelegene Flächenpaare gegensinnig. Dieses Verfahren hat vor dem Schwingenflug mit einem Flügelpaar zwei Vorteile voraus: Stabilität in jeder Flügelstellung (die Fluglage des Vogels z.B. ist bei herabbewegten Flügeln vorübergehend instabil) und geradlinige gleichmässige Fortbewegung des Massenschwerpunktes (beim Vogelflugprinzip sind Schwankungen des Schwerpunktes in Richtung der Flugbahn oder senkrecht dazu unvermeidlich). Die Nachahmung des Libellenprinzips an grösseren Flugmodellen ergab aber ein bei langsamer Frequenz sehr stören-

Abb. 1: Die Entwicklungsgeschichte des Triebflügels, von der Libelle ausgehend.

des mit der Schlagrichtung wechselndes Drehmoment um die Rumpfquerachse. Daher wurden, als erster Schritt der Technisierung, beide Vorder- und beide Hinterflügel unter Einsparung des Mittelgelenkes derart miteinander fest verbunden, dass ein Vorderflügel mit dem nach vorn gebrachten Hinterflügel der Gegenseite zusammenhing und umgekehrt, womit jenes Moment beseitigt war. Die guten Flugeigenschaften derartiger Modelle (bei denen der günstige gegenseitige Einfluss der gegensinnig schwingenden Flächen eine Rolle spielt) veranlassten eine Weiterentwicklung. Als nächstes wurden, um einen sicheren Flug auf der Stelle zu erreichen, die Flügel nach vorne gerückt und das kleine Leitwerk durch eine tragende Schwanzfläche ersetzt. Dadurch war erreicht, dass bei geringer Fluggeschwindigkeit (Start, Landung) die Schwanzfläche durchsackte, das Flugzeug sich von selbst aufrichtete und die Flügel, in wagerechter Ebene schwingend, als "Hubschrauben" wirkten. Der letzte Schritt der technischen Fortbildung bestand darin, an die Stelle der Schlagschwingung eine R o t a t i o n zu setzen. Wir kommen damit, von der Libelle ausgehend, für den Horizontalflug zu zwei gegenläufigen L u f t s c h r a u b e n, welche ausser dem Vortrieb auch den Auftrieb erzeugen, d.h. eine geringe Schräganblasung von unten her haben müssen, und die bei Start und Landung durch Aufrichten der Drehachse als Hubschrauben wirken. Dieser Flugzeugtyp, der im folgenden näher besprochen werden soll, erscheint uns als eine folgerichtige und einfache Technisierung des Tierfluges. Da bei ihm die Eigenschaften des Tragflügels mit denen des Vortriebsorganes vereinigt sind, wollen wir vom T r i e b f l ü g e l - Prinzip sprechen.

Es ist in diesem Zusammenhang nicht ohne Interesse, zu bemerken, dass die eine Anwendungsform des Prinzips, die beliebig l a n g s a m e s Fliegen ermöglicht, durch den Hubschrauber bereits mit Erfolg verwirklicht ist ⁵⁾, während die andere, der S c h n e l l f l u g mittels Triebflügeln, nicht nur als Technisierung des

5) Der Hubschrauber verkörpert jedoch nur diese eine Richtung, was in seiner Geschwindigkeitsbeschränkung nach oben zum Ausdruck kommt. Vgl. dazu: G. Sissingh: Die Berechnung der Rotoren von Drehflügelflugzeugen bei höheren Fortschrittsgraden mit besonderer Berücksichtigung der Probleme des Schnellfluges. Jahrb. d. d. Luftf. I, 351.

Schwingenflugprinzips, sondern auch als konsequente Fortführung bestimmter Entwicklungstendenzen im heutigen Flugzeugbau (gegenläufige Luftschrauben, wachsender Schraubendurchmesser bei abnehmender Drehzahl) aufgefasst werden kann.

Es sei im folgenden untersucht, ob und unter welchen Bedingungen mit einem solchen Fluggerät die nötigen Luftkräfte erzeugt werden können; weiterhin soll die konstruktive Durchführbarkeit überlegt werden. Dabei brauchen wir auf diejenigen Flugzustände, in denen der Triebflügel als Hubschrauber arbeitet, nicht näher einzugehen. Wir werden vor allem den Schnellflugfall betrachten und dazu als einfachstes Beispiel die Luftkräfte an einer zweiblättrigen Luftschraube bei sehr grossem Fortschrittsgrad behandeln. Da wir eine solche Luftschraube auch als rollenden Tragflügel ansehen können, so steht uns zu diesem Zweck bei geeigneten Voraussetzungen die P r a n d t l sche Tragflügeltheorie zur Verfügung. Wir wollen zunächst die auftretenden Kräfte und Momente berechnen und anschliessend die Bedeutung dieser Ergebnisse für den Triebflügel diskutieren. In einem weiteren Abschnitt sollen dann die zu erwartenden Flugeigenschaften besprochen werden.

II. Der rollende Flügel (Luftschraube grosser Steigung bei sehr grossem Fortschrittsgrad und Schräganblasung).

Wir betrachten einen geraden unverwundenen Flügel vom Seitenverhältnis Λ und der Spannweite $2s$, der eine stationäre Rollbewegung um seine Symmetrieachse ausführt. Die Drehachse liege in der Flügelsehne (= Nullauftriebsrichtung). Bei horizontaler Lage des Flügels (Rollwinkel $\varphi = 0$) bildet die Drehachse mit der Anströmung den Winkel α_0 . Denken wir an eine Luftschraube, so haben wir eine solche mit zwei Blättern und der über den ganzen Radius konstanten Steigung 90° , die unter dem Winkel α_0 schräg angeblasen ist. Wir benutzen zwei Koordinatensysteme: das eine in der

üblichen Weise strömungsfest x_a, y_a, z_a , das andere flügel fest (rotierend) x, y, z (β, η, ζ mit s dimensionslos gemacht). Der von der Nullauftriebsrichtung des Flügels gemessene Anstellwinkel α besteht einmal aus dem Anteil $\alpha_1 = \alpha_0 \cos \varphi$, welcher von der Schrägstellung der Drehachse herrührt, und weiter aus dem Anteil $\alpha_2 = \frac{\omega s}{v} \eta$, wobei $\omega = d\varphi/dt$ die Winkelgeschwindigkeit ist; dieser Anteil rührt vom Rollen her. Die Grösse $s\omega/v$, welche den maximalen, an der Flügelspitze auftretenden Rollanteil des Anstellwinkels darstellt, ist der Kehrwert des üblichen Fortschrittsgrades λ :

$$(1) \quad \lambda = \frac{v}{u} = \frac{1}{\omega s/v}$$

Alle Anstellwinkel werden dabei als kleine Grössen angesehen. Der Fortschrittsgrad ist dann nach unten beschränkt (λ etwa > 3), damit α_2 nicht den maximalen Anstellwinkel überschreitet. Dieses grosse Fortschrittsgrades wegen wollen wir bei der Berechnung der Luftkräfte voraussetzen, dass das abgehende Wirbelband unverformt in einer ebenen Fläche von der Anströmung mitgenommen wird. Wie weit diese Voraussetzung in unserem Falle gerechtfertigt ist, geht aus einer Arbeit von H. Schubert⁶⁾ hervor; dort hat sich gezeigt, dass der Einfluss der schraubenförmigen Gestalt des Wirbelbandes für $\lambda = 1$ verhältnismässig gering ist. Ausserdem sollen instationäre Vorgänge sowie der Einfluss des periodischen Schiebens (bei $\alpha_0 \neq 0$) unberücksichtigt bleiben. Zur Berechnung der Luftkräfte kann demnach die Prandtl'sche Tragflügelgleichung in der üblichen Form dienen. Nehmen wir noch eine elliptische Tiefenverteilung $l(\eta) = l_0 \sqrt{1 - \eta^2}$ des Flügels an, so erhalten wir für den Anstellwinkelanteil α_1 der Schräganblasung die Auftriebsverteilung (im rotierenden System):

$$(2) \quad \gamma_1(\eta, \varphi, \alpha_0) = \frac{c_{a1}(\eta, \varphi, \alpha_0) \cdot l(\eta)}{4s} = \frac{4c}{2c + \lambda} \sqrt{1 - \eta^2} \cdot \alpha_0 \cos \varphi$$

⁶⁾ H. Schubert: Die Berechnung der aerodynamischen Eigenschaften von Luftschauben beliebiger Form bei schwacher Belastung. Jahrb. d. d. Luftfahrt. S. I 690. (1940)

(1940)

und für den Rollanteil α_2 des Anstellwinkels:

$$(3) \quad \gamma_2(\eta, \lambda) = \frac{c_{a2}(\eta, \lambda) \cdot \ell(\eta)}{4s} = \frac{4\sigma}{4\sigma + \Lambda} \sqrt{1 - \eta^2} \cdot \frac{\eta}{\lambda}$$

Dabei ist $\sigma = \frac{1}{2\pi} (dc_a/d\alpha)_{\Lambda=\infty}$ (ebene Platte: $\sigma = 1$); c_{a1} und c_{a2} sind Beiwerte der örtlichen Auftriebskräfte pro Längeneinheit:

$$c_a(y) = \frac{dA(y)/dy}{\frac{\rho}{2} v^2 \cdot \ell(y)}$$

In Gl. (2) haben wir die bekannte elliptische Auftriebsverteilung vor uns, in einer für unsere Zwecke bequemen Schreibweise.

Der Ausdruck γ_2 nach (3) ist eine weitere exakte Lösung der Prandtl'schen Tragflügelgleichung⁷⁾. Dies ist der Grund dafür, dass wir nur den unverwundenen und nicht den luftschraubenähnlich verwundenen Flügel behandeln, da sich jetzt alle Größen in geschlossener Form angeben lassen, und es uns hier nur auf die grundsätzlichen Erscheinungen ankommt.

Aus den Auftriebskräften je Längeneinheit $\gamma_1 + \gamma_2$ im rotierenden System erhalten wir die Vertikalkräfte $\gamma_{1a} + \gamma_{2a}$ im strömungsfesten System unter der üblichen Beschränkung auf kleine α_0 und Glieder erster Ordnung durch Multiplikation mit $\cos \varphi$:

$$(4) \quad \gamma_a = \frac{c_{za} \ell}{4s} = \gamma_{1a} + \gamma_{2a} = (\gamma_1 + \gamma_2) \cos \varphi$$

Diese Kräfte werden positiv gerechnet in negativer z_a -Richtung. Die während des Umlaufs wechselnden strömungsfesten Vertikalkräfte an der Achse K_{z_a} ergeben sich durch Integration von (4) über η :

$$(5) \quad \overline{c_{za}} = \frac{K_{za}}{\frac{\rho}{2} v^2 F} = \Lambda \int_{-1}^{+1} \frac{c_{za} \cdot \ell}{4s} d\eta$$

$$\overline{c_{za}}(\alpha_0, \varphi) = \frac{2\pi\sigma\Lambda}{2\sigma + \Lambda} \alpha_0 \cos^2 \varphi$$

7) Diese Verteilungsfunktion ist identisch mit der bekannten dritten Birnbaumschen Wirbelverteilung über die Tiefe eines ebenen dühnen Profils, welches eine Skelettlinie mit S-Schlag liefert.

Diese durch die Schräganblasung hervorgerufenen Kräfte sind also vom Fortschrittsgrad unabhängig und verschwinden mit $\alpha_0 = 0$. Eine weitere Mittelbildung über φ bringt uns den mittleren Auftriebsbeiwert des rollenden Flügels:

$$(6) \quad \overline{c_{z\alpha}}(\alpha_0) = \frac{1}{2} \cdot \frac{2\pi\sigma\Lambda}{2\sigma + \Lambda} \cdot \alpha_0$$

Darin ist die Komponente der Kraft in Flugrichtung (Propellerschub) nicht mit enthalten.

Zur Berechnung der Luftkräfte in Flugrichtung müssen wir zunächst den induzierten Widerstand bestimmen. Die zu den beiden Auftriebsverteilungen (2) und (3) gehörigen induzierten Anstellwinkel ergeben sich zu

$$(7) \quad \alpha_{i1}(\varphi, \alpha_0) = \frac{2\sigma}{2\sigma + \Lambda} \cdot \alpha_0 \cos \varphi$$

$$(8) \quad \alpha_{i2}(\eta, \lambda) = \frac{4\sigma}{4\sigma + \Lambda} \cdot \frac{\eta}{\lambda}$$

Daraus erhalten wir mit

$$(9) \quad c_{wi} = c_a \cdot \alpha_i$$

die Tangentialkraft c_t (in Nullauftriebsrichtung gelegen) im rotierenden System aus

$$(10) \quad \begin{aligned} c_t &= -c_a \alpha + c_{wi} + c_{wp} \\ &= -\frac{4\sigma}{\ell} (\gamma_1 + \gamma_2) \left(\alpha_0 \cos \varphi + \frac{\eta}{\lambda} - \alpha_{i1} - \alpha_{i2} \right) + c_{wp} \\ &= -\frac{4\sigma}{\ell} (\gamma_1 + \gamma_2) \left(\alpha_0 \cdot \cos \varphi \frac{\Lambda}{2\sigma + \Lambda} + \frac{\eta}{\lambda} \cdot \frac{\Lambda}{4\sigma + \Lambda} \right) + c_{wp} \end{aligned}$$

Darin ist c_{wP} der als konstant angenommene Profilwiderstand des Flügels. Durch Einsetzen der Beziehungen (2) und (3) ergibt sich

$$(11) \quad \frac{c_t(\eta, \psi, \lambda, \alpha_0) l(\eta)}{45} = - \frac{45\Lambda}{(25+\Lambda)^2} \alpha_0^2 \cos^2 \psi \sqrt{1-\eta^2} +$$

$$- \frac{85\Lambda}{(25+\Lambda)(45+\Lambda)} \alpha_0 \cos \psi \frac{\eta}{\lambda} \sqrt{1-\eta^2} +$$

$$- \frac{45\Lambda}{(45+\Lambda)^2} \frac{\eta^2}{\lambda^2} \sqrt{1-\eta^2} + \frac{c_{wp} l}{45}$$

Darin sind nach hinten gerichtete Kräfte (Widerstände) positiv gezählt. Die Komponente c_{xa} der Luftkräfte in Flugrichtung ergibt sich aus:

$$(12) \quad c_{xa} = c_t + c_n \alpha_0 \cos \psi = -c_a \cdot \frac{\eta}{\lambda} + c_{wi} + c_{wp}$$

Dabei ist $c_n = c_{a1} + c_{a2}$ zu setzen. Aus den Gl. (2), (3) und (11) erhalten wir:

$$(13) \quad \frac{c_{xa}(\eta, \psi, \lambda, \alpha_0) l(\eta)}{45} = \frac{85^2}{(25+\Lambda)^2} \alpha_0^2 \cos^2 \psi \sqrt{1-\eta^2} +$$

$$+ \frac{45(25-\Lambda)}{(25+\Lambda)(45+\Lambda)} \alpha_0 \cos \psi \frac{\eta}{\lambda} \sqrt{1-\eta^2} +$$

$$- \frac{45}{(45+\Lambda)^2} \frac{\eta^2}{\lambda^2} \sqrt{1-\eta^2} + \frac{c_{wp} l}{45}$$

Die während des Umlaufes periodisch wechselnden Kräfte $\overline{c_{xa}}$ an der Achse in negativer Flugrichtung bekommen wir durch Integration von (13) über η :

$$(14) \quad \overline{c_{xa}} = \frac{4\pi 85^2 \Lambda}{(25+\Lambda)^2} \alpha_0^2 \cos^2 \psi - \frac{1}{2} \frac{\pi 6\Lambda^2}{(45+\Lambda)^2} \frac{1}{\lambda^2} + \overline{c_{wp}}$$

Die entsprechende Kraft $\bar{\sigma}_x$ in Drehachsenrichtung entnimmt man aus (14), indem man $\alpha_0 = 0$ setzt. Der mittlere Vortriebsbeiwert $-\bar{c}_{x_a}$ (in Flugrichtung) ist dann

$$(15) \quad -\bar{c}_{x_a} = -\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \bar{c}_{x_a} d\psi = \frac{2\pi\sigma^2\Lambda}{(2\sigma+\Lambda)^2} \alpha_0^2 + \frac{1}{2} \frac{\pi\sigma\Lambda^2}{(4\sigma+\Lambda)^2} \cdot \frac{1}{\lambda^2} - \bar{c}_{wp}$$

Damit wird die Gesamtkraft $\bar{\sigma}_x(\lambda, \alpha_0)$ in Richtung der Drehachse:

$$(16) \quad \bar{c}_x(\lambda, \alpha_0) = \frac{1}{2} \frac{\pi\sigma\Lambda^2}{(4\sigma+\Lambda)^2} \cdot \frac{1}{\lambda^2}$$

Die Komponente $\bar{\sigma}_x \cdot \alpha_0$ dieser Kraft liefert einen zusätzlichen Beitrag zur Vertikalkraft \bar{c}_{z_a} nach (6), der jedoch im allgemeinen vernachlässigbar klein ist.

Auf analoge Weise berechnen wir den Beiwert \bar{c}_d des an der Drehachse wirksamen Luftkraftmomentes M:

$$(17) \quad \bar{c}_d = \frac{M}{\frac{\rho}{2} v^2 F S}$$

aus den Auftriebsverteilungen (2) und (3):

$$\bar{c}_d = \frac{\Lambda}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \int_0^{2\pi} (\chi_1 + \chi_2) \eta d\eta d\psi$$

Bei der hier benutzten Näherung werden die bei Schräganblasung auftretenden Schieberollmomente nicht berücksichtigt, sodass das Drehmoment von ψ und α_0 unabhängig wird:

$$(18) \quad \bar{c}_d = \frac{1}{2} \frac{\pi\sigma\Lambda}{4\sigma+\Lambda} \cdot \frac{1}{\lambda}$$

Damit sind die auftretenden Kräfte und Momente bestimmt.

III. Diskussion der Ergebnisse der Rechnung. (Vergleich mit dem stationären Fall und Ueberblick über die konstruktiven Schwierigkeiten.)

Wenn auch der von uns behandelte Extremfall einer zweiblättrigen Luftschraube sich weitgehend von dem vorgeschlagenen Flugzeug unterscheidet, so erhalten wir doch einen Ueberblick über die mindestens zu erwartenden Luftkräfte und die schlimmstenfalls auftretenden Beanspruchungen. Während sich manche Ergebnisse ohne Schwierigkeit näherungsweise auf die mehrblättrige gegenläufige Luftschraube übertragen lassen werden, müssen wir bei anderen sehr vorsichtig in den Folgerungen sein.

Wir betrachten zunächst die Auftriebskraft, die durch (6) gegeben ist. Diese ist genau halb so gross wie der Auftrieb $c_a = \frac{2\pi\sigma\Lambda}{2\sigma+\Lambda} \alpha_0$ des unter dem Winkel α_0 angeströmten nichtrotierenden Flügels, ein Ergebnis, das zu erwarten ist, wenn man bedenkt, dass der Flügel in den Stellungen $\varphi = \pi/2$ und $\varphi = 3\pi/2$ ohne Auftrieb ist. Unter sonst gleichen Verhältnissen müsste also der rollende Flügel z.B. mit doppeltem Anstellwinkel fliegen, um wieder denselben Auftrieb zu erhalten. Dass dies im Schnellflug möglich ist, werden wir später zeigen. Die Kräfte in Flugrichtung teilen wir auf in einen Widerstand

$$(19) \quad c_{wstat} = c_{wistat} + c_{wp} = \frac{1}{\pi\Lambda} \overline{c_{za}}^2 + c_{wp} = \frac{\pi\sigma^2\Lambda}{(2\sigma+\Lambda)^2} \alpha_0^2 + c_{wp}$$

der auch im stationären Falle (nichtrotierender Flügel) bei demselben c_a -Wert vorhanden ist⁸⁾, und in den Restanteil, welcher den durch die Rotation hervorgerufenen Vortrieb oder Schub darstellt:⁹⁾

$$(20) \quad c_s = \frac{1}{2} \frac{\pi\sigma\Lambda^2}{(4\sigma+\Lambda)^2} \cdot \frac{1}{\lambda^2} - \frac{\pi\sigma^2\Lambda}{(2\sigma+\Lambda)^2} \alpha_0^2$$

8) Wir schreiben wieder c_{wp} statt $\bar{\sigma}_{wp}$, was wegen der angenommenen Konstanz dieser Grösse erlaubt ist.

9) Bei den hier benutzten Beiwerten ist darauf zu achten, dass F die Flügelfläche und nicht die Propellerkreisfläche ist. Es gilt:

$$c_s = 5/2 v^2 F_p = 4c_s / \pi\Lambda$$

In Anlehnung an die bei Luftschrauben üblichen Bezeichnungen sei C_s positiv in Flugrichtung. Es lässt sich also in unserem Falle der Schub aus den Daten der Luftschraube: Auftriebsgradient und Seitenverhältnis der Blätter, Fortschrittsgrad und Schräganstellungswinkel in geschlossener Form berechnen. Die Schräganblasung verursacht einen zusätzlichen Widerstand, der genau so gross ist wie der zu dem entstehenden Auftrieb gehörige induzierte Widerstand $c_{wi\ stat}$, sodass also der rollende Flügel bei gleichen Anstellwinkel α_0 den halben Auftrieb und den doppelten induzierten Widerstand wie der nichtrotierende Flügel besitzt. Da wir jedoch nur den Schnellflug, also ohnehin kleine c_a -Werte betrachten, so fällt der induzierte Widerstand noch nicht sehr ins Gewicht; trotzdem wird man auf ein hinreichend grosses Seitenverhältnis der Blätter Wert legen müssen. Wir können nun einen **V o r t r i e b s w i r k u n g s g r a d** η_i definieren, indem wir in üblicher Weise die nutzbare Schubleistung zu der gesamten aufzuwendenden Leistung ins Verhältnis setzen; wir erhalten so den induzierten Wirkungsgrad¹⁰⁾:

$$(21) \quad \eta_i = \frac{C_s}{C_d} \lambda = \frac{C_s}{C_L}$$

mit

$$C_L = \frac{L}{\frac{\rho}{2} v^3 F} = \frac{C_d}{\lambda}$$

Es ergibt sich aus (18) und (20)

$$(22) \quad \eta_i = \frac{\Lambda}{4\sigma + \Lambda} - 2\sigma \frac{4\sigma + \Lambda}{(2\sigma + \Lambda)^2} \alpha_0^2 \lambda^2$$

In diesem Ausdruck ist die zur Ueberwindung des Profilwiderstandes benötigte Leistung nicht enthalten, da diese beim Triebflügel in seiner Eigenschaft als Vortriebsorgan nicht neu hinzukommt, sondern bereits bei seiner Eigenschaft als Tragwerk zu berücksichtigen ist. Man "spart eben einen Wirkungsgrad". In Abb. 2 ist

¹⁰⁾ Da Verwechslungen ausgeschlossen sind, schreiben wir wieder C_d statt \bar{C}_d .

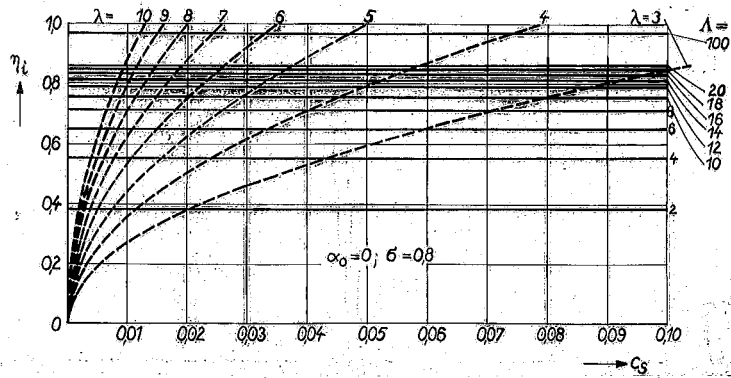


Abb. 2: Zusammenhang zwischen Schub, Fortschrittsgrad, Seitenverhältnis und induziertem Wirkungsgrad bei $\alpha_0 = 0$.

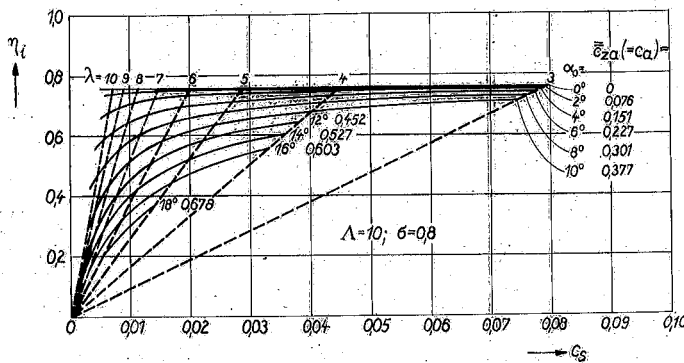


Abb. 3: Einfluss der Schräganblasung auf den Wirkungsgrad des Triebflügels.

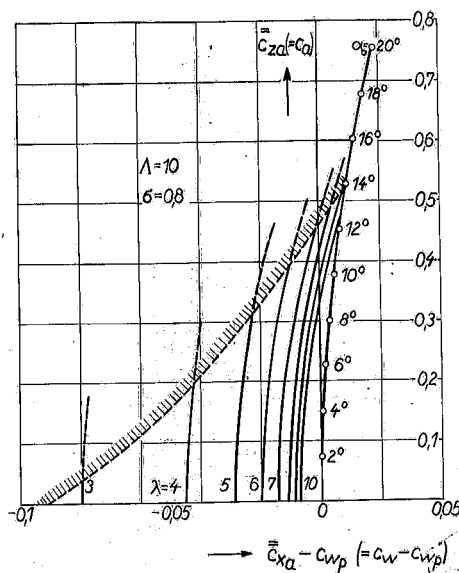


Abb. 4: Polare eines Triebflügels (ohne Profilwiderstand). Der Bereich der möglichen Flugzustände (nichtabgerissene Strömung) ist durch Schraffur begrenzt.

der Wirkungsgrad des Flügels ohne Schräganblasung, welcher dann nur von der Profilkonstanten und vom Seitenverhältnis abhängt, über dem Schub für verschiedene Fortschrittsgrade aufgetragen. Es zeigt sich wieder die Wichtigkeit eines grossen Seitenverhältnisses¹¹⁾: Es ist jedoch zu bedenken, dass der von uns betrachtete Fall des geraden, unverwundenen Flügels nicht den optimalen Wirkungsgrad liefert. Abb. 3 zeigt für ein bestimmtes Seitenverhältnis den Einfluss der Schräganblasung auf den Wirkungsgrad, der erfreulicherweise selbst in unserem Falle in dem interessierenden $\bar{\sigma}_z$ - und C_s -Bereich sehr gering ist, da α_0 in (22) nur quadratisch eingeht. Einen weiteren Ueberblick gibt für ein Beispiel die Polare in Abb. 4, welche erkennen lässt, dass selbst der extreme Fall des Triebflügels mit zwei Blättern bereits die bei den heute üblichen Widerständen erforderlichen Auftriebs- und Schubkräfte liefert.

Wir kommen nun zu dem auftretenden Luftkraftmoment und wollen zunächst einige bereits bekannte Tatsachen besprechen, die sich besonders einfach aus unseren Ergebnissen herleiten lassen und die für unseren Zweck von Wichtigkeit sind. Zunächst ergibt sich für den Fall $\alpha_0 = 0$ zwischen dem Drehmomentenbeiwert C_d nach (18) und dem Schubbelastungsgrad nach (20) die Beziehung:

$$(23) \quad C_s = \frac{2}{\pi\sigma} C_d^2$$

oder

$$(23a) \quad K_s = \frac{2}{\pi\sigma} \frac{K_d^2}{\lambda^2}$$

mit $K_s = C_s \cdot \lambda^2$ und $K_d = C_d \cdot \lambda^2$. Ausserdem gilt für den induzierten Wirkungsgrad (für $\alpha_0 = 0$):

$$(24) \quad \eta_i = \frac{\Lambda}{4\sigma + \Lambda} = \sqrt{\frac{2}{\pi\sigma}} \lambda \cdot \sqrt{C_s} = \sqrt{\frac{2}{\pi\sigma} K_s} = \frac{2}{\pi\sigma} \lambda C_d = \frac{2}{\pi\sigma} \frac{1}{\lambda} K_d = \frac{2}{\pi\sigma} \lambda^2 C_L$$

11) Es sei darauf hingewiesen, dass bei uns das Seitenverhältnis des ganzen Flügels und nicht dasjenige einer Flügelhälfte (eines Blattes) gemeint ist. Bei den heutigen Luftschrauben ist Λ erheblich grösser als die in den Beispielen benutzten Werte (bis zu $\Lambda = 100$).

Aus diesen Beziehungen geht u.a. hervor, dass der induzierte Wirkungsgrad (im Gegensatz zum theoretischen Wirkungsgrad der Strahltheorie, welcher die Verluste an kinetischer Energie im Strahl berücksichtigt) mit wachsender Belastung C_s zunimmt. Wir wollen nun weiterhin die Leistungsbilanz des betrachteten Flugzeugs mit der eines normalen vergleichen. Wir untersuchen der Einfachheit halber nur den Fall $\alpha_0 = 0$ und setzen vorübergehend statt s das Zeichen R (Radius der Schraubenkreisfläche). Wir wollen nur Luftschrauben miteinander vergleichen, bei denen der Auftriebsgradient (und damit σ) sowie das Seitenverhältnis (Blattbreitenverhältnis) einander gleich sind. Dann bleibt auch der induzierte Wirkungsgrad wegen (24) unverändert. Die benötigte Schubleistung L_b muss im Horizontalflug = Widerstand mal Fluggeschwindigkeit sein:

$$(25) \quad L_b = Wv \sim s^2 v^3$$

(\sim bedeutet proportional). Andererseits gilt nach den oben aufgestellten Beziehungen für die Luftschraube:

$$(26) \quad s \sim u^2 R^2$$

$$(27) \quad M \sim v u R^3$$

$$(28) \quad L = M\omega \sim v u^2 R^2$$

In diesen Beziehungen ist die Umfangsgeschwindigkeit $u = R\omega$ eingeführt, von der wir annehmen wollen, dass sie nach oben beschränkt, also in unserer Betrachtung nicht variabel ist. Da nun die benötigte Schubleistung L_b bei grösseren Fluggeschwindigkeiten mit v^3 ansteigt, die von der Luftschraube aufzunehmende jedoch nur mit v , kann man unter den angeführten Bedingungen die Leistungsaufnahme der Luftschraube wegen (28) nur durch Vergrössern von R steigern, ohne dass der induzierte Wirkungsgrad ver-

schlechtert wird. Dabei wird der theoretische Strahlwirkungsgrad besser. Wir sehen also schon an diesem speziellen Falle, dass aus aerodynamischen Gründen eine Vergrösserung des Luftschraubendurchmessers angezeigt ist. Setzt man daher $R = s$, um die Entwicklung extrem durchzuführen, so kann man diese "Luftschraube" dann auch gleich benutzen, um, wie wir gezeigt haben, den nötigen Auftrieb damit zu erzeugen. Der Triebflügel erfüllt also eine der im ersten Abschnitt gestellten Bedingungen: Er kann die bei hohen Fluggeschwindigkeiten erforderlichen grossen Triebwerksleistungen bei einem besseren (induzierten und theoretischen) Wirkungsgrad aufnehmen als die heute üblichen Luftschrauben. Dass damit gleichzeitig eine erhebliche Herabminderung des Fluggeräusches zu erwarten ist, sei nur nebenbei erwähnt.

Wir kommen nun an einen Punkt, der für die Durchführbarkeit des Projektes entscheidend wichtig ist: Werden die bei den grossen Fortschrittsgraden und verhältnismässig kleinen Drehzahlen zu erwartenden Drehmomente konstruktiv zu beherrschen sein? Zu dieser Frage werden wir zahlenmässig feststellen, wie gross die Momente in einigen praktischen Fällen werden und dabei gleichzeitig auch die übrigen interessierenden Grössen abschätzen. Bei dem ersten Zahlenbeispiel wollen wir den Flugzustand des Hubschraubers bei Start und Landung insoweit berücksichtigen, als wir das Fluggewicht und die übrigen Baugrössen in Anlehnung an den Hubschrauber Fw 61 so wählen, dass sie den Hubflug ermöglichen. Es sei daher

das Fluggewicht G	1,000 kg ;
die Gesamtfläche F	5,0 m ² ;
verteilt auf zwei dreiblättrige Schrauben vom Radius R	3,75 m ;
und einer mittleren Tiefe l_m	0,22 m ;
damit ist die Flächenbelastung G/F	200 kg/m ² ;
die Drehzahl n	300 U/min .

Wir betrachten nun den Schnellflugfall und nehmen an, um überhaupt zu einer Abschätzung zu kommen, dass wir statt der beiden dreiblättrigen Schrauben eine zweiblättrige berechnen können, die nur ein Drittel der Gesamtfläche hat und nur ein Drittel des

Auftriebes und des Schubes aufzubringen hat. Diese "Linearisierung" dürfte in unserem Fall in erster Näherung gerechtfertigt sein.

Der untersuchte Triebflügel hat dann folgende Abmessungen:

Fläche F	1,67 m ² ;
Halbspannweite s	3,75 m ;
Seitenverhältnis Λ	30
ferner sei der Auftriebsgradient $dc_a/d\alpha$	0,8 · 2π, also $\sigma = 0,8$

die Flächenbelastung ist wie oben G/F 200 kg/m².

Aus diesen Grössen können wir nun die Leistungsdaten berechnen.

Als Horizontalgeschwindigkeit fordern wir $v = 150$ m/s

das bedingt ein $c_a (= \bar{\sigma}_z) = 0,142$

und einen Schräganblasungswinkel nach (6) $\alpha_0 = 0,060 = 3,4^\circ$

Diese Werte sind wesentlich durch die hohe Flächenbelastung bedingt. Eine solche kann jedoch zugelassen werden, da das betrachtete Flugzeug ja nicht wie ein normales zu landen und zu starten braucht. Hohe Flächenbelastungen sind geradezu ein besonderes Kennzeichen des Triebflügels. - Um den Schubbeiwert zu bekommen, müssen wir eine Annahme über den Widerstand des Flugzeugs machen; wir wählen, um einen Ueberblick zu bekommen, für den auf die Flügelfläche bezogenen Widerstandsbeiwert (in welchem der Profilwiderstand wie auch der des Rumpfes usw. enthalten sein soll) zwei Werte 0,03 und 0,04. Die zum letzteren gehörigen Grössen sollen im folgenden in Klammer gesetzt werden. Damit ist

der Schubbeiwert C_s	0,03	(0,04)
der Fortschrittsgrad λ nach (20)	5,82	(5,05)
die Umfangsgeschwindigkeit $u = v/\lambda$	25,8 m/s	(29,7 m/s)
die Blattspitzengeschwindigkeit	152 m/s	(153 m/s)
die Winkelgeschwindigkeit $\omega = u/s$	6,88/s	(7,92/s)
die Drehzahl n	65,7 U/min	(75,6 U/min)
der maximale Anstellwinkel an der Flügelspitze $\alpha_{max} = \alpha_0 + 1/\lambda$ *	13,5°	(14,8°)

Wir brauchen also ein Untersetzungsgetriebe, welches die Drehzahl von 300 U/min im Hubflug auf etwa ein Viertel im Schnellflug herabsetzt. -

Weiterhin ergibt sich:

der maximale theoretische Strahlwirkungsgrad, der wegen der in Wirklichkeit vorhandenen gegenläufigen Schrauben massgebend sein wird, η_m	1,00	1,00
der induzierte Wirkungsgrad η_i nach (22)	0,90	(0,90)
der Drehmomentenbeiwert C_d nach (23)	0,194	(0,224)
das Luftkraftmoment M nach (17)	1710 mkg	(1972 mkg)
die Leistung $M\omega$, die aufgenommen werden kann,	156 PS	(208 PS)
die Gesamtleistung bei zwei gegenläufigen dreiblättrigen Schrauben L_{ges}	468 PS	(624 PS)
die Leistungsbelastung Q/L_{ges}	2,14 kg/PS	(1,62 kg/PS)

Ein weiteres Beispiel wird die charakteristischen Eigenschaften des Triebflügels: hohe Geschwindigkeit, hohe Flächenbelastung und grosse Leistung der "Schraube" bei vergleichsweise kleiner Blattspitzengeschwindigkeit und gutem Wirkungsgrad noch deutlicher zeigen:

Es seien gegeben $G = 10000 \text{ kg}$; $\frac{G}{F} = 400 \text{ kg/m}^2$; $\sigma = 0,9$
 $C_w = 0,02$

Das Triebwerk bestehe aus 2 vierblättrigen Triebflügeln einer Spannweite $2s = 12 \text{ m}$.

Gefordert werde eine Geschwindigkeit von $900 \text{ km/h} = 250 \text{ m/s}$.

Aus diesen Daten ergibt sich

das Seitenverhältnis Λ	23
die mittlere Tiefe l_m	0,52 m
der Auftriebsbeiwert $c_a = \bar{\sigma} z_a$	0,102
der Anstellwinkel α_0	$2,23^\circ$
der Schubbeiwert C_s	0,02
der Fortschrittsgrad λ	7,24
die Umfangsgeschwindigkeit u	34,5 m/s
die Blattspitzengeschwindigkeit $w = \sqrt{u^2 + v^2}$	252 m/s
die Winkelgeschwindigkeit ω	5,75 /s
die Drehzahl n	55,0/min
der maximale Anstellwinkel an der Blattspitze α_{max}	$10,2^\circ$

der Wirkungsgrad η_1	0,86
der Drehmomentenbeiwert C_d	0,168
das Luftkraftmoment an einem Blatt M	12300 kgm
die erforderliche Gesamtleistung L_{ges} (zwei vierblättrige Triebflügel)	7560 PS
die Leistungsbelastung G/L_{ges}	1,32 kg/PS

Die angegebenen Leistungen und Momente seien in bezug auf konstruktive Durchführbarkeit zur Diskussion gestellt. Dabei mag darauf hingewiesen werden, dass das Moment von 12 300 kgm in Beispiel 2 nicht grösser ist als die Momente, die beim Hochreissen eines Flugzeugs vom Typ Me 109 am Flügel auftreten. - Als Hauptschwierigkeit erscheint uns die Konstruktion des Getriebes, dessen Gewicht entscheidend wichtig ist. Den angeführten Beispielen kommt nur eine orientierende Bedeutung zu, da es u.a. zweifelhaft ist, ob man z.B. einen Motor von 7 560 PS mit Getriebe in einem Flugzeug von 10 t unterbringen kann.

In diesem Zusammenhang sei ein Flugmodell erwähnt, das der erstgenannte Verfasser nach dem besprochenen Prinzip genannt hat, auf welches im nächsten Abschnitt noch näher eingegangen werden soll. Ein Vergleich mit einem früher gebauten reinen Schwingenflugmodell (vgl. dazu die Daten in den unter Fussnote 1 angeführten Arbeiten), welches mit auf- und abschlagenden Flügeln den Vogelflug unmittelbar nachahmte, ergab bei annähernd gleicher Grösse der tragenden Flächen und der Motorleistung, dass das Triebflügelmodell mehr als das doppelte Gewicht tragen konnte bei ähnlichen Flugleistungen als das Schwingenmodell. Im Verhältnis zum Gewicht braucht also das Schwingenmodell einen etwa doppelt so starken Motor wie das Triebflügelmodell.

Neben den bisher behandelten Gesamtkräften interessieren für die Beanspruchung des Triebflügels auch die Einzelkräfte in ihrer Abhängigkeit von der Koordinate η in Spannweitenrichtung und vom Rollwinkel φ , welche wir aus den Beziehungen des vorigen Abschnittes berechnen können. Für ein Beispiel sind die Ergebnisse in den Abb. 5 bis 10 aufgetragen. Die Daten haben wir dem oben besprochenen Fall des Flugzeugs von 1000 kg

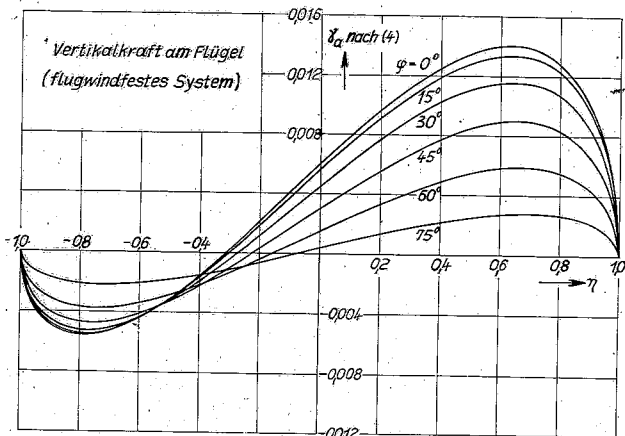


Abb. 6.

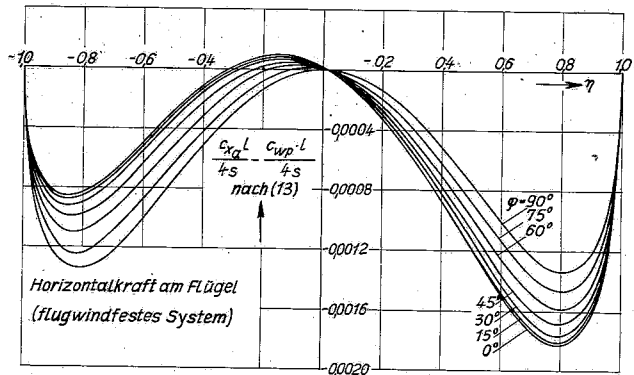


Abb. 8.

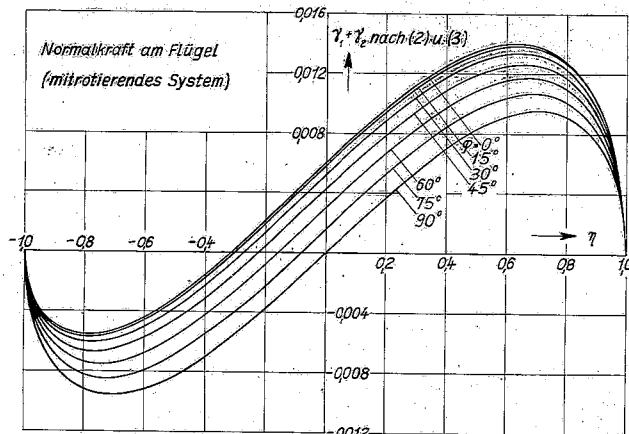


Abb. 5.

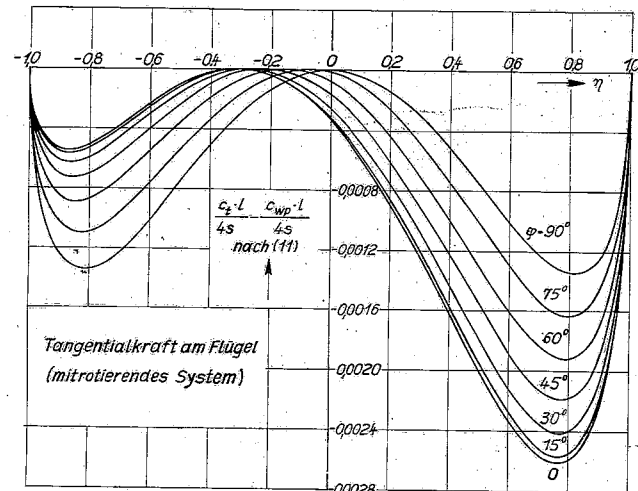


Abb. 7.

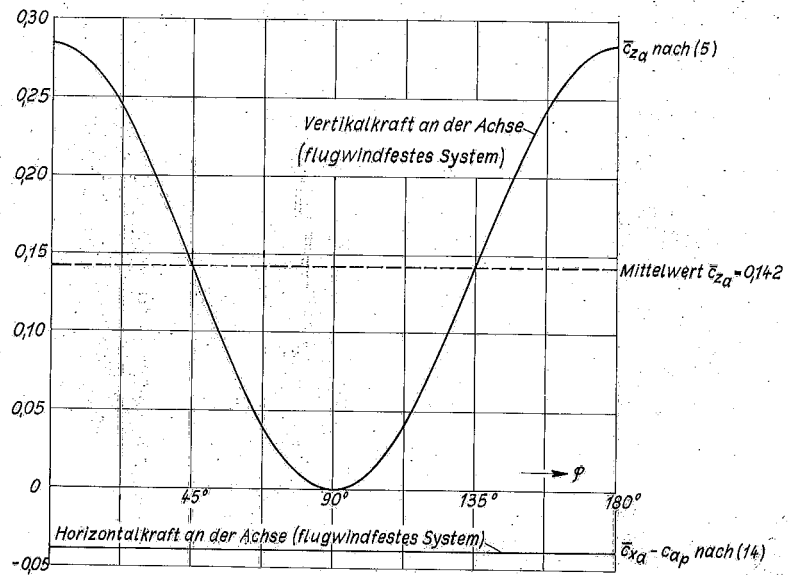
Abb. 5 bis 8: Luftkräfte an einem Triebflügel für ein Zahlenbeispiel.

$$\Lambda = 30 ; \sigma = 0,8 ; \alpha_0 = 3,4^\circ ; \lambda = 5,05.$$

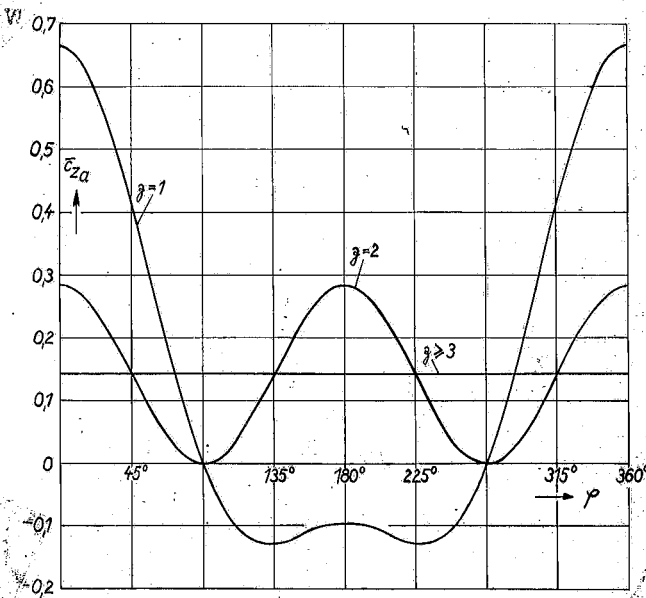
Beispiel 1; S. 20 f.

Fluggewicht mit $c_w = 0,04$ entnommen. Man erkennt, dass die Kräfte in Spannweitenrichtung wesentlich durch die Luftschraubeneigenschaft des Triebflügels bedingt sind, dass also die Beanspruchungen eine gewisse Aehnlichkeit mit denen von Luftschrauben haben (Wobei jedoch die Beanspruchungen des Materials durch Zentrifugalkräfte der geringen Drehzahl wegen stark vermindert sind.) Die Schräganblasung ruft periodische Unsymmetrien in den Luftkraftverteilungen hervor. Bei den Kräften an der Drehachse sind die Schwankungen des Schubs recht klein, während der Auftrieb beträchtlich wechselt. (Abb. 9, $z = 2$). Man muss jedoch bedenken, dass die bisherigen Ueberlegungen sich auf einen zweiblättrigen Triebflügel beziehen. Wenn der Triebflügel aber drei oder mehr Blätter hat, so verschwinden sowohl die Schub- als auch die Auftriebsschwankungen völlig, wie man aus den Gleichungen (4) und (13) beweisen kann. Zur Veranschaulichung zeigt Abb. 10 den Einfluss der Blattzahl z auf die Vertikalkraft an der Drehachse. Bei all diesen Berechnungen und Ueberlegungen ist zu beachten, dass es sich dabei um nur prinzipielle Ergebnisse an einfachen, ~~nicht~~ nicht verwundenen Blättern handelt; im praktischen Falle wird sich durch geeignete Wahl der Blattausbildung eine weitgehende Anpassung an die jeweiligen Erfordernisse (Leistungsgrenzen des Materials usw.) erreichen lassen.

Die Verwirklichung des Triebflügels stellt also eine Reihe besonderer technischer Aufgaben, die im wesentlichen durch die geringen Drehzahlen und damit grossen Drehmomente durch die Forderung nach einem Untersetzungsgetriebe und nach weitgehender Verstellmöglichkeit gegeben sind. Es kann nicht unsere Aufgabe sein, an dieser Stelle Lösungen dieser Probleme zu geben; es kommt uns in der Hauptsache darauf an, das Prinzip darzulegen und die konstruktiven Schwierigkeiten aufzuzeigen und zur Diskussion zu stellen. Da wir bisher nur das extrem durchgeführte Prinzip betrachtet haben, soll jedoch darauf hingewiesen werden, dass auch Uebergangsmöglichkeiten zwischen dem Normalflugzeug und dem neuen Projekt denkbar sind. So könnte man z.B. die Drehzahländerung dadurch vermeiden, dass man den hinteren Triebflügel nur zwei Blätter gibt und diese im Schnellflug bei einer Steigung von an-



→ **Abb. 9:** Kräfte an der Drehachse eines zweiblättrigen Triebflügels. (Beispiel 1 mit $G = 1000 \text{ kg}$; $C_w = 0,04$; Seite 20 f.)



→ **Abb. 10:** Einfluss der Blattzahl z auf die Kräfte an der Drehachse. (Beispiel 1 mit $G = 1000 \text{ kg}$; $C_w = 0,04$; Seite 20 f.)

nähernd 90° fixiert, wobei dann die vordere Schraube mit geringerer Blattsteigung und höherer Drehzahl für den Vortrieb allein sorgt und der hintere Flügel als Tragflügel nur zum Auftrieb beiträgt.

Bei der in einem sehr grossen Bereich erforderlichen Verstellung der grossen Flächen könnte ein *automatisches* Steuerungsprinzip zu Hilfe genommen werden, das die Beherrschung der auftretenden Momente um die Flügellängsachse erleichtern würde, und welches in Abb. 11 angedeutet ist. Man lässt dabei die Schwenkachse etwas schräg durch die Flächenebene verlaufen und über-

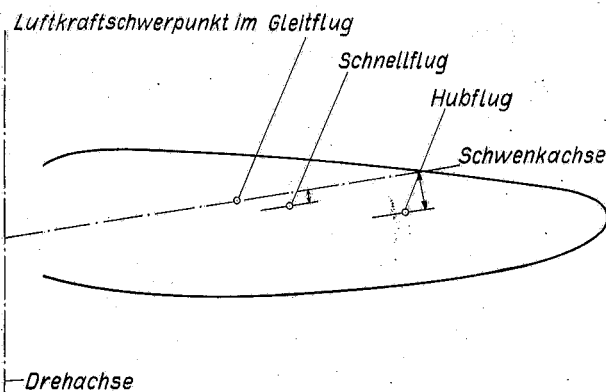


Abb. 11: Prinzip einer automatischen Blattverstellung.

lässt einer elastischen Kraft die Einhaltung einer Ruhestellung mit einer Steigung von 90° . Im Hubflugzustand, also bei starker Anströmung der Flügelspitze und geringer Anströmung nahe der Drehachse liegt der Schwerpunkt der angreifenden Luftkräfte in weitem senkrechten Abstand von der Schwenkachse: die Fläche schlägt weit aus und wir erhalten eine geringe Blattsteigung. Im Schnellflug rückt der Luftkraftschwerpunkt zur Propellerachse und damit an die Schwenkachse heran

die Blattsteigung erhöht sich von selbst. Bei blockiertem Triebflügel (Gleitflug) rückt der Luftkraftschwerpunkt in die Schwenkachse, die Steigung wird 90° . (Diese Verstellmöglichkeit

bleibt natürlich nicht nur auf Triebflügel beschränkt).

Eine besondere Aufgabe bildet die Ausführung des Fahrgestelles. Lässt man vorerst die Möglichkeit einer schwenkbaren Propellerachse, die eine stets horizontale Lage des Rumpfes gestatten würde, aus konstruktiven Gründen ausser Betracht, so ergibt sich die Notwendigkeit, eine Vorrichtung zu konstruieren, die einen Stand des Flugzeugs auf dem Rumpfheck ermöglicht.¹²⁾

IV. Die Flugeigenschaften des Triebflügels.

Um die Flugeigenschaften eines Triebflügels zu studieren, wurde von dem einen von uns (v.H.) ein Flugmodell gebaut, von dem in Abb. 12 einige Flugansichten gegeben sind. Der Durchmesser der beiden gegenläufigen dreiblättrigen Schrauben beträgt 0,55 m, die Gesamtfläche 0,08 m², von der ein Drittel auf die hintere feste Schwanzfläche entfällt. Im Horizontalflug werden 2/3 des Gesamtauftriebes von den Triebflügeln, 1/3 von der grossen Schwanzfläche erzeugt. Die allgemeinen Flugeigenschaften des Triebflügels sind nach den vorliegenden Erfahrungen am Modell folgende:

Im Hubflug besteht ein Unterschied zum Hubschrauber nur im Vorhandensein von senkrechten festen Flächen (entsprechend Höhen- und Seitensteuer), die infolge ihrer Anströmung durch den Propellerstrahl zur Stabilisierung und ferner zur Einleitung des Ueberganges zum Horizontalflug herangezogen werden können. Im Horizontalflug ist die Fluglage völlig stabil; bei richtiger Schraubenblattsteigung und Höhenrudereinstellung kehrt das Flugmodell aus jeder anderen Ausgangslage in diese Fluglage zurück. Besonderheiten ergeben sich dabei, wenn die Fluglage die Seitenlage ist: der Schwanz sinkt dann seitlich ab, während das Propellersystem wegen seiner Kreissymmetrie weiter trägt; der Apparat stellt sich damit vorübergehend steil auf in Hubschrauberstellung, sinkt dann (da die Schraubenströmung abreisst), nach unten

¹²⁾ Ein Ausführungsvorschlag für eine solche Vorrichtung befindet sich z.B. in einer Patentschrift von O. Muck (DRP 714001). Für ein Triebflügelflugzeug scheint uns allerdings Muck's Gedanke, das ganze Rumpfheck mitsamt dem Leitwerk seitlich auseinanderzuklappen, wenig geeignet. Die Patentschrift wurde uns erst nach Fertigstellung dieses Berichts bekannt. Wie weit auch M. an ein ähnliches Projekt wie das hier beschrieben gedacht hat, geht aus der Patentschrift nicht hervor.

Abb. 12: Modell eines Triebwerks in Heißflug, Steigflug und Schnellflug. (Zwei dreiblättrige Schrauben; Gemmiantrieb).

durch, neigt sich dabei nach vorne und geht in den Horizontalflug über. - Für den Uebergang vom Hub- zum Horizontalflug und zurück ist von Bedeutung, dass sich, bei entsprechender Einstellung der Schraubenblätter und richtigem Höhenruderausschlag auch beliebige Fluglagen zwischen der senkrechten und wagerechten Flugbahn einstellen lassen, in denen das Flugzeug völlig stabil einen beliebigen schrägen Steigflug ausführt. Das Manöver des Uebergangs von einem Flugzustand in den anderen dürfte demnach keine grossen Schwierigkeiten bereiten.

Ein grundsätzlicher Unterschied zum Normalflugzeug zeigt sich beim Fliegen horizontaler Kurven. Das Flugzeug wird dabei nicht in die übliche Schräglage gebracht (diese würde den Kurvenflug sogar behindern), sondern es wird allein die Seitensteuer bestätigt und dadurch die Rotationsachse der Schrauben zur Fahrtrichtung seitlich gestellt. Die damit einhergehende Anströmung des Propellersystems von der Kurvenaussenseite her erzwingt eine Kurve von gegebenenfalls ausserordentlich geringem Durchmesser. Die Seitensteuerung ist also sehr einfach, die Wendigkeit besonders gross. - Ein Kurvenflug kann auch auf andere Weise, nämlich durch blossen Schrägneigung um die Längsachse erzielt werden, die man z.B. durch gegensinnigen Ausschlag des rechten und linken Höhenruders erreichen kann. Die Schwanzfläche gleitet dann seitlich ab, es entsteht eine Kurve, bei der die Innenseite des Flugzeugs höher liegt als die dem Aeusseren der Kurve zugewandte Seite. Zu einem eigentlichen "Trudeln" kommt es dabei nicht, weil die Schwanzfläche schnell an Höhe verliert, der Apparat ins Hängen und die Wendung zum Stillstand kommt; danach sinkt das Vorderende durch, das Flugzeug bekommt wieder Fahrt, Schräglage und Kurvenflug treten von neuem auf, und das gleiche Spiel wiederholt sich.

Was geschieht nun bei Ausfall des Triebwerkes? Zunächst hat das Schraubensystem verschiedene Autorotationsmöglichkeiten; Einmal bei horizontaler Lage der Drehachse als "Windmühle", wobei Auftriebskräfte erzeugt werden, und weiterhin bei senkrechter Lage der Drehachse die Autorotationsmöglichkeit des Tragschraubers. Falls auch das Getriebe ausfällt, kann man die Schrauben blockieren und^{so} in einen Gleitflug übergehen.

V. Zusammenfassung.

Eine Hauptaufgabe der Flugtechnik besteht auch heute noch darin, ein Flugzeug zu schaffen, welches eine grosse Geschwindigkeitsspanne besitzt. Bei den erstrebten hohen Geschwindigkeiten liegt die Hauptschwierigkeit beim V o r t r i e b s o r g a n , dessen Wirkungsweise durch den Einfluss der Kompressibilität der Luft möglichst wenig beeinträchtigt werden soll, und das die benötigten grossen Triebwerksleistungen mit einem brauchbaren Wirkungsgrad aufzunehmen im Stande sein muss. Bei den erstrebten kleinen Landegeschwindigkeiten liegt das Problem im T r a g o r g a n , das in seiner heutigen starren Form eine gewisse, mit der Höchstgeschwindigkeit gekoppelte Mindestanströmgeschwindigkeit erfordert. Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist, grundsätzlich die Möglichkeit zu untersuchen, ob man sich ein Fluggerät denken kann, welches in bezug auf die obigen Forderungen mehr leistet als der heutige Flugzeugtyp, und dass ausserdem zur Arbeitsleistung ausschliesslich die "Tragflügelkräfte" von zirkulatorisch umströmten Quertriebskörpern benutzt. Wir kommen dabei zu einem Flügelsystem, das gleichzeitig den Vortrieb und den Auftrieb aufbringt, indem wir von dem uralten Vorbild der fliegenden Tierwelt ausgehen und dieses sinngemäss in die Flugtechnik übertragen. Der Vorgang dieser "Technisierung" wird ausführlich besprochen und dabei gleichzeitig das umstrittene und oft mit übertriebenen Hoffnungen beurteilte Prinzip des Schwingenflugs erörtert. - Das Triebflügelsystem besteht aus zwei gegenläufigen mehrblättrigen Luftschrauben mit verhältnismässig grossem Durchmesser, deren Achse bei Start und Landung vertikal gestellt wird (Hubschrauberflug) bei zunehmender Fluggeschwindigkeit immer mehr nach vorne geneigt. (Steigflug) und im Schnellflug nahezu horizontal gerichtet ist. Ein solches "Triebflügelflugzeug" vereinigt die Entwicklungstendenzen des Hubschraubers mit denen der heutigen Luftschrauben und kann gleichzeitig als Technisierung des Tierflug angesehen werden. Er besitzt eine aussergewöhnlich grosse Geschwindigkeitsspanne, ist wegen seiner geringen Blattspitzengeschwindigkeit nicht so empfindlich gegenüber dem Einfluss der Kompressibilität bei hohen Fluggeschwindigkeiten wie die normale schnellläufige Luftschraube, kann grosse Triebwerksleistungen bei gutem

Wirkungsgrad aufnehmen und ermöglicht einen geräuschloseren Flug. Um die Verhältnisse im Schnellflug zu klären, wird eine einfache Theorie der zweiblättrigen Luftschraube grosser Steigung bei grossen Fortschrittsgraden angegeben; an Hand von einigen Beispielen werden die auftretenden Luftkräfte und Beanspruchungen abgeschätzt sowie die zu erwartenden konstruktiven Aufgaben, soweit sie sich überblicken lassen, besprochen. Die Erfahrungen an einem Flugmodell geben Aufschluss über die Flugeigenschaften.