

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN
DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

DR.-ING. H. FÖTTINGER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG L. E.
DR. FRITZ HUTH
GEH. REG.-RAT E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
DR.-ING. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

16. November 1912.

Heft 21.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin.“

INHALT:

Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges. Von Dipl.-Ingenieur A. Betz. S. 269.
Einige einfache Berechnungen der auftretenden Flügelbeanspruchungen. Von Ingenieur Ernst Heinkel, Johannisthal/Berlin. S. 272.

Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique (26. Oktober bis 10. November 1912). Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. S. 275.
Die Ergebnisse des englischen Wettbewerbs für Militärflugzeuge. S. 279.
Patentschau. S. 280.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges.

Von Dipl.-Ing. A. Betz.

Durch die großen Erfolge, welche der Maschinenflug in den letzten Jahren errungen hat, wandte sich naturgemäß das Interesse aller Flugtechniker hauptsächlich dieser aussichtsreichsten Methode der Eroberung der Luft zu, und ein Problem, das Otto Lilienthal, dem Vater der Flugtechnik, als erstrebenswertestes Ziel seiner Versuche vor Augen schwebte, der Segelflug, der ein müheloses Dahinschweben durch die Luft ermöglicht, ist heute nahezu in Vergessenheit geraten. Und doch fordert die Tatsache, daß es segelnde Vögel gibt, immer wieder dazu heraus, diesen scheinbaren Widerspruch gegen die Grundlehren der Mechanik aufzuklären. Bis zu einem gewissen Grade ist die Wissenschaft auch dem geheimnisvollen Rätsel auf die Spur gekommen. Man weiß, daß der Wind turbulent ist, d. h. daß er nicht einen geordneten Luftstrom bildet, sondern daß die Geschwindigkeit und die Richtung der Strömung räumlich und zeitlich oft recht bedeutenden Schwankungen unterworfen sind, und man weiß auch, daß in dieser Turbulenz Energie steckt, die ein in der Luft schwebender Körper sich nutzbar machen kann, so daß der Segelflug damit prinzipiell erklärbar erscheint.

Wie nun aber ein segelnder Vogel die Turbulenz sich zunutze macht, diese Frage harret noch der Lösung¹⁾. Man kann die Geschwindigkeitsänderungen des Windes zur Erklärung

¹⁾ Der verhältnismäßig einfache Fall, wenn der Wind durch eine Bodenerhebung nach oben abgelenkt wird, so daß sich der Vogel dauernd in einem aufwärts gerichteten Luftstrom befindet, kann nicht als eigentlicher Segelflug gelten, weil er nur an ganz bestimmten Stellen stattfinden kann, während beim wahren Segelflug, von dem hier allein die Rede sein soll, der Vogel oft weite Strecken ohne einen Flügelschlag zurücklegt.

heranziehen. Wenn ein Vogel, der beispielsweise gegen den Wind fliegen möge, sich so einstellt, daß er bei großer Windgeschwindigkeit steigt und bei kleiner fällt, wobei natürlich seine Eigengeschwindigkeit beim Steigen ab- und beim Fallen zunimmt, so läßt sich bei Annahme einer sprungweisen Änderung der Windstärke zeigen, daß der Vogel während einer solchen Periode die Energie $E = m \Delta_1 \Delta_2$ gewinnt, wobei m die Maße des Vogels, Δ_1 die Änderung der Windgeschwindigkeit und Δ_2 die Änderung der Absolutgeschwindigkeit des Vogels während der Schwankung bedeuten. Wollte man auf Grund dieser Formel den Segelflug erklären, so müßte man neben recht erheblichen Windschwankungen auch ziemlich starke Änderungen in der Höhenlage des Vogels annehmen, die jedoch in Wirklichkeit nicht beobachtet werden und die auch für ein mit Menschen bemanntes Flugzeug kaum durchführbar wären.

Im folgenden soll nun gezeigt werden, wie das Vorhandensein von auf- und absteigenden Windkomponenten oder was gleichbedeutend ist, von Schwankungen der Windrichtung in eine Vertikalebene, eine scheinbare Verminderung des Luftwiderstandes zur Folge hat, ja unter Umständen sogar einen recht beträchtlichen Vortrieb (negativen Widerstand) erzeugen kann, der wohl geeignet ist, den Segelflug zu ermöglichen. Leider ist die Flugwissenschaft bis jetzt noch so wenig über die allerersten Anfänge hinaus, daß sich recht häufig bei Untersuchungen ein unangenehmer Mangel an einwandfreien Grundlagen fühlbar macht; so mußte auch für die folgenden Betrachtungen eine Reihe von Annahmen gemacht werden, die eine gewisse Unsicherheit in die Rechnung bringen. Aber die Fehler, die dadurch entstanden sind, dürften doch von nur untergeordneter Bedeutung sein; im wesentlichen werden die Vorgänge in Wirklichkeit wenigstens angenähert dem entsprechen, was die gerechneten Beispiele zeigen.

Eine solche Unsicherheit besteht zunächst bezüglich unserer Kenntnis über die feineren Luftbewegungen, welche im

Wind vorhanden sind. Da wir hier nur die vertikalen Schwan-
kungen betrachten, so wollen wir die übrigen Störungen ganz
außer acht lassen, und insbesondere die Windgeschwindigkeit
 v als konstant annehmen und Änderungen der Windrichtung
in der Horizontalprojektion vernachlässigen. In der Vertikal-
ebene muß zwar die Richtung des Windes im Mittel horizontal
sein¹⁾, in einem bestimmten Zeitpunkte wird sie dagegen eine
Neigung gegen die Horizontalebene besitzen und zwar möge
der Winkel des scheinbaren Windes, wie er einem auf dem
Flugzeug befindlichen Beobachter erscheint, β sein. Von
einem ruhenden Standpunkte aus wird man natürlich im all-
gemeinen einen etwas größeren Wert für die Neigung des
Windes beobachten. Wir wollen nun annehmen, daß die Rich-
tungsänderung nach einem Sinusgesetz vor sich geht, so daß

$$\beta = \beta_0 \sin \omega t$$

ist. β_0 ist hierbei die größte auftretende Neigung der Wind-
richtung. Über die Größe dieses Wertes sei vorläufig noch
keine Annahme gemacht. ω ist ein Faktor, der die Dauer T
der Periode bestimmt ($T = \frac{2\pi}{\omega}$), der jedoch, wie sich zeigen
wird, nur eine nebensächliche Bedeutung hat.

Die Winkelbezeichnungen sind aus Fig. 1 zu erschen. Ein
positiver Wert von β entspricht demnach einem aufsteigen-

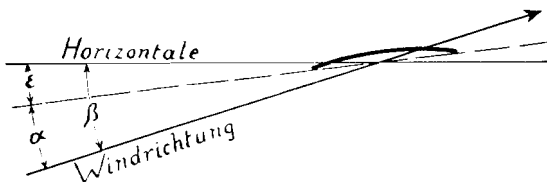


Fig. 1.

den Luftstrom; α ist der Winkel der Windrichtung mit der
Sehne des Flügelprofils und $\epsilon = \beta - \alpha$ die Neigung der Trag-
fläche gegen die Horizontale.

Je nach der Neigung β werden Auftrieb und Widerstand
im Laufe einer Periode wechseln, wodurch Änderungen in der
Geschwindigkeit und Richtung des Fluges verursacht werden.
Bei genügend großer Masse des Vogels bzw. des Flugzeugs
und nicht zu langer Dauer einer Periode werden jedoch diese
Schwingungen nicht sehr stark sein. Wir wollen sie deshalb
hier, wo es sich doch nur um einen angenäherten Überblick
über die Verhältnisse handeln kann, vernachlässigen und eine
gleichförmige Bewegung voraussetzen. Die in jedem einzelnen
Zeitpunkte wirksamen Kräfte machen sich dann nicht be-
merkbar, es kommt nach außen nur ihr zeitlicher Mittelwert
zur Geltung. Rechnet man nun diesen Mittelwert aus, so
findet man, daß unter Umständen der Widerstand negativ
wird, also in einen Vortrieb übergeht, während der Auftrieb
positiv bleibt.

Bei der Untersuchung wollen wir zwei Fälle unterscheiden:
den günstigsten und den einfachsten Fall. Der erstere ist
dann gegeben, wenn sich die Tragfläche stets der Windrichtung
entsprechend so einstellt, daß sie den geringsten Widerstand
— bzw. den größten Vortrieb — in horizontaler Richtung er-
gibt. Man kann sich den Fall etwa in der Weise verwirklicht
denken, daß die Flügel sich unter dem Einflusse des wech-
selnden Auftriebes elastisch verdrehen, während der übrige
Körper infolge seiner Trägheit seine Lage angenähert be-
behält. Das letztere wird zutreffen, wenn einerseits die Längs-
stabilität genügend klein ist, so daß nur geringe Drehmomente
auftreten, und andererseits die Schwingungen nicht allzu langsam
vor sich gehen. Im zweiten Falle sei angenommen, daß die
Tragfläche unabhängig von der jeweiligen Windrichtung einen
konstanten Einstellwinkel ϵ gegenüber den Horizontalen hat;
auch hierbei erzielt man bei geeigneter Wahl des Flügelpro-
files und des Einstellwinkels eine erhebliche Verminderung

¹⁾ Die rätselhafte, hauptsächlich von Lilienthal beobachtete
Aufkomponente des Windes hat zwar bis jetzt noch keine einwand-
freie Erklärung gefunden, sie wird sich aber wohl auch noch einmal
aus der Struktur des Windes erklären lassen. Eine dauernde Fort-
bewegung der Luft von der Erdoberfläche weg ist natürlich nicht
möglich. Hier soll diese Erscheinung nicht berücksichtigt werden,
das Ergebnis wird daher in Wirklichkeit voraussichtlich noch gün-
stiger ausfallen, als die Rechnung ergibt.

des Widerstandes, wenn auch natürlich nicht in dem Maße
wie im ersten Falle.

Zur Untersuchung des ersten Falles kann man sich zweck-
mäßig der von Lilienthal benutzten Darstellungsweise der
auf eine Tragfläche wirkenden Kräfte bedienen. Von einem
Punkt O aus werden die bei den verschiedenen Einfallswinkeln
wirkenden Kräfte nach Größe und Richtung aufgetragen, wo-
bei als X -Achse die Richtung des Windes gewählt ist. Die
Endpunkte dieser Kraftvektoren werden durch eine Kurve
verbunden und die jeweiligen Einfallswinkel an die betreffen-
den Punkte der Kurve beigeschrieben. Fig. 2 stellt nun ein
solches Diagramm¹⁾

für die von O. Föppl
(Jahrb. d. M.St.G.
1911) untersuchte
Fläche — 12×108
cm, $0,45$ cm Wöl-
bungsspfail — dar.
Diese Platte wurde
gewählt, weil ihr
großes Seitenver-
hältnis $9 : 1$ dem
der segelnden Vögel
am nächsten ent-
spricht und wesent-
lich günstigere Er-
gebnisse erzielen läßt
als kürzere Trag-
flächen. Leider ist
die Platte nur bis
 $\alpha = -4^\circ$ unter-
sucht, so daß die
Werte für die stär-
keren, negativen Ein-
fallswinkel durch Ex-
trapolation geschätzt
werden mußten. Da
die Richtung des
Luftstromes mit der
 X -Achse zusamen-
fällt, stellen die Ab-
zissen die Wider-
stands- und die Ord-
naten die Auftriebs-
koeffizienten bei hori-
zontalem Luftstrome
dar. Ist nun die Wind-
richtung um den
Winkel β geneigt, so
müssen wir uns das
Diagramm um diesen
Winkel gedreht den-
ken, so daß OX wie-
der mit der Luftströ-
mung zusammenfällt, OX' ist nun die Horizontale, OY' die Verti-
kale. Der Abstand eines Punktes P der Kurve von der neuen
 X' -Achse stellt nun den Auftrieb in der Vertikalen und der
Abstand $x' = ON$ von der Y' -Achse ist der Koeffizient ζ'_w des
Widerstandes in der Horizontalen (in dem in Fig. 2 gezeich-
neten Falle negativ). Der kleinste Widerstand wird erhalten,
wenn die Vertikale NP eine Tangente an die Kurve ist, da
 α bzw. ϵ nach der gemachten Annahme beliebig gewählt wer-
den kann, ist dies immer möglich. Wir brauchen daher nur
für die verschiedenen Werte von β die Tangenten an die Kurve
zu legen und die Strecke ON zu bestimmen. Das Ergebnis
dieser Konstruktion zeigt Fig. 3. Den zeitlichen Mittelwert
des Widerstandskoeffizienten während einer Periode, auf den
es uns ja in letzter Linie ankommt, erhalten wir durch Inte-
gration nach der Zeit:

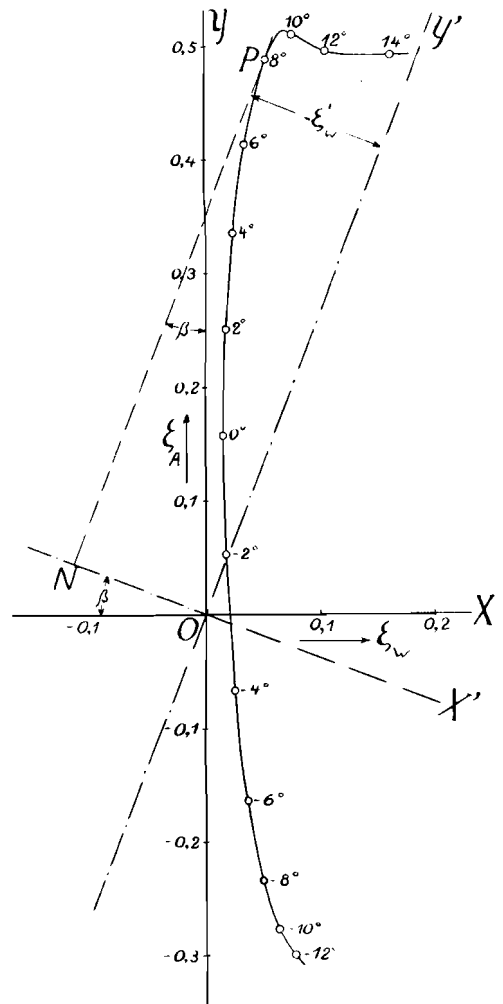


Fig. 2.

den günstigsten und den einfachsten Fall. Der erstere ist
dann gegeben, wenn sich die Tragfläche stets der Windrichtung
entsprechend so einstellt, daß sie den geringsten Widerstand
— bzw. den größten Vortrieb — in horizontaler Richtung er-
gibt. Man kann sich den Fall etwa in der Weise verwirklicht
denken, daß die Flügel sich unter dem Einflusse des wech-
selnden Auftriebes elastisch verdrehen, während der übrige
Körper infolge seiner Trägheit seine Lage angenähert be-
behält. Das letztere wird zutreffen, wenn einerseits die Längs-
stabilität genügend klein ist, so daß nur geringe Drehmomente
auftreten, und andererseits die Schwingungen nicht allzu langsam
vor sich gehen. Im zweiten Falle sei angenommen, daß die
Tragfläche unabhängig von der jeweiligen Windrichtung einen
konstanten Einstellwinkel ϵ gegenüber den Horizontalen hat;
auch hierbei erzielt man bei geeigneter Wahl des Flügelpro-
files und des Einstellwinkels eine erhebliche Verminderung

$$\bar{\zeta}_w^0 = \frac{1}{T} \int_0^T \zeta'_w dt.$$

¹⁾ Es sind hier nicht die Kräfte selbst aufgetragen, sondern die
Koeffizienten ζ der Formel: Kraft = $\frac{\gamma v^2}{g} \cdot F \cdot \zeta$. Auf die Gestalt
des Diagrammes hat dies keinen Einfluß, der Unterschied liegt
nur im Maßstab.

Man muß daher die Widerstandswerte als Funktion der Zeit darstellen, was bei der angenommenen, einfachen Beziehung zwischen β und t leicht auszuführen ist. In Fig. 3 ist die Konstruktion für die Amplitude $\beta_0 = 10^\circ$ angedeutet: Die Zeit ist auf dem Umfang eines Kreises aufgetragen (von dem nur die untere Hälfte gezeichnet ist). Der einem bestimmten Zeitmoment entsprechende Widerstandswert liegt nun senkrecht über dem betreffenden Punkte des Kreises. Der Mittelwert der gleichen Zeitintervallen entsprechenden Ordinaten

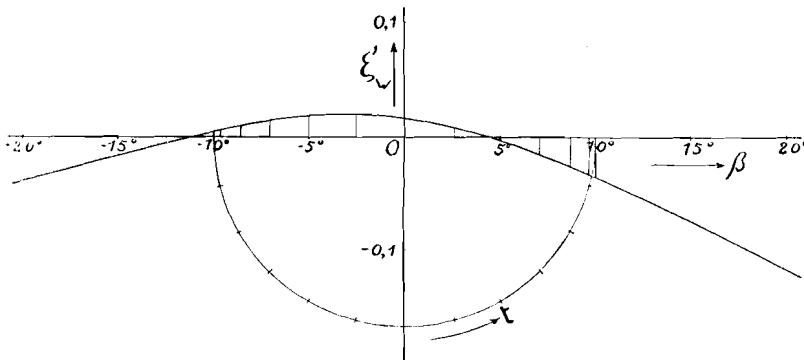


Fig. 3.

ist der zeitliche Mittelwert des Widerstandskoeffizienten. Je nach der angenommenen Stärke der Windschwankung (β_0) wird man natürlich verschiedene Werte für ξ_w erhalten; diese sind in Fig. 4 in etwas größerem Maßstabe aufgetragen. Man ersieht daraus, daß bereits bei einer Schwankung der Windrichtung um ca. $\pm 10^\circ$ der scheinbare Widerstand 0 wird, während man bei stärkeren Schwankungen einen Vortrieb erhält. Die Diagramme geben nur die Verhältnisse für eine einfache Tragfläche wieder, bei einem vollständigen Flugzeug ist noch der Widerstand der übrigen Teile zu berücksichtigen. Wir wollen ihn so groß annehmen, daß bei hori-

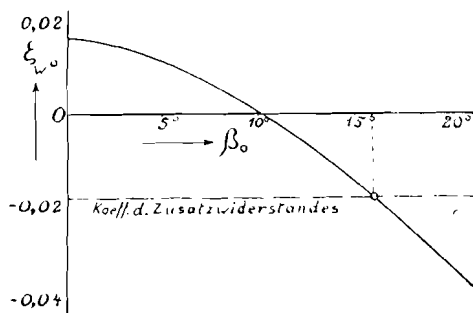


Fig. 4.

zontalem Winde der Auftrieb im günstigsten Falle das Achtfache des Widerstandes beträgt. Wir erhalten so den in Fig. 4 als Koeffizient des Zusatzwiderstandes eingetragenen Wert (der wahre Zusatzwiderstand ist natürlich $F \cdot \frac{v^2}{g}$ mal so groß).

Der Segelflug ist demnach bei den gemachten Voraussetzungen möglich, wenn die Amplitude β_0 der Windschwankung ungefähr 16° beträgt.

Um bei Annahme des zweiten Falles — Tragfläche mit konstanter Neigung ε — günstige Ergebnisse zu erzielen, muß man Flächen mit nicht zu kleiner Wölbung wählen, die bei negativem Einfallswinkel nur geringe, nach abwärts gerichtete Kräfte erfahren. Es wurde daher für die Rechnung die von O. Föppl (Jahrb. d. M. St.G. 1911 sowie diese Zeitschrift I. Jahrg., S. 129) untersuchte Platte — 20×80 cm, Wölbungspfeil 1,65 cm — zugrunde gelegt, noch stärker gewölbte Tragflächen

sind, wieder wegen ihres großen Widerstandskoeffizienten ungünstig. Leider hat die Platte nur das kleine Seitenverhältnis 4 : 1, bei längeren Flächen darf man wesentlich bessere Resultate erwarten. Die Messungen reichten bei dieser Tragfläche bis zu dem Winkel $\alpha = -7^\circ$, es mußte also auch hier eine ziemlich starke Extrapolation vorgenommen werden. Wir tragen hier die

Widerstandskurve am zweckmäßigsten so auf, daß die Sehne des Tragflächenprofils mit der X-Achse zusammenfällt; Abszissen und Ordinaten stellen also die Koeffizienten der Kräfte in Richtung (ξ_T) und senkrecht zur Sehne (ξ_N) dar. Schon bei horizontaler Lage der Platte ergibt sich bei aufwärts gerichtetem Winde ein Vortrieb. Man erhält aber noch günstigere Resultate, wenn man die Tragfläche etwas nach vorne neigt. Man kann die Verhältnisse sofort übersehen, wenn man sich das Diagramm um den betreffenden Winkel (ε) gedreht denkt und die Kräfte auf die neuen Koordinaten OX' und OY' bezieht (Fig. 5). Für $\varepsilon = 6^\circ$ z. B., entsprechend der Fig. 5, erhält man als Widerstandskoeffizienten bei horizontalem Winde ($\beta = 0^\circ$) den Abstand des Punktes $a = -6^\circ$ von der OY' -Achse und bei einer Neigung des Windes $\beta = 4^\circ$ den Abstand des Punktes $a = -2^\circ$ usw. Fig. 6 und Fig. 7 zeigen das Ergebnis für zwei Werte von ε . Die stärkere Neigung ($\varepsilon = 6^\circ$) ergibt einen größeren Vortrieb, aber erst bei großen Werten von β_0 , für schwächere Windschwankungen erhält man mit dem kleineren Winkel ($\varepsilon = 4^\circ$) ein besseres Resultat.

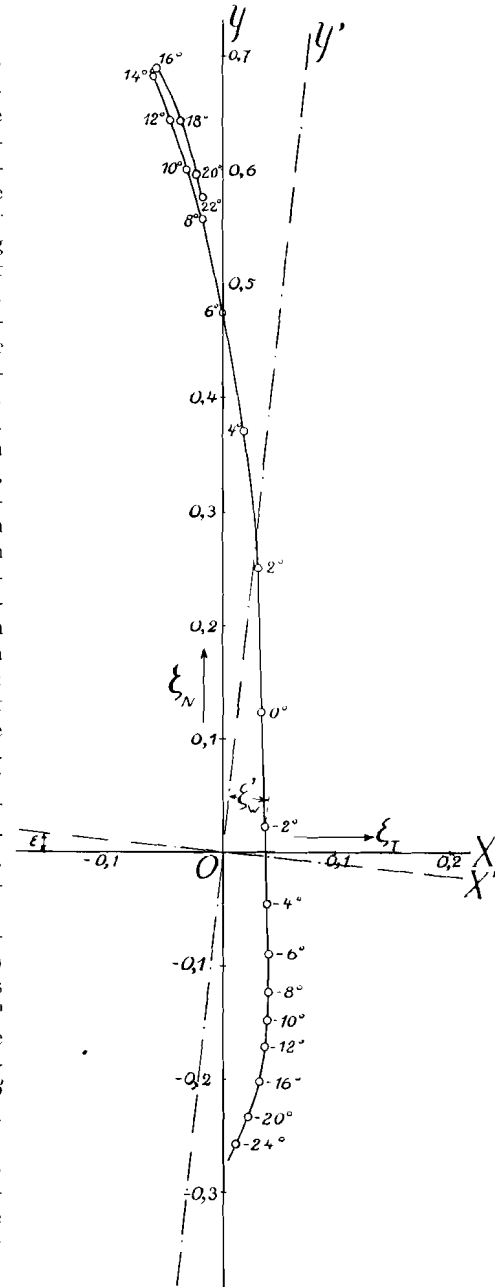


Fig. 5.

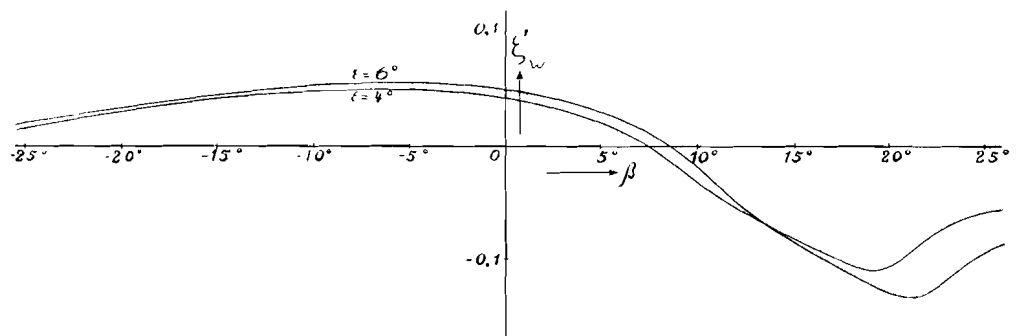


Fig. 6.

Der Vortrieb ist jedoch in beiden Fällen nur gering, so daß er kaum einen erheblichen Zusatzwiderstand überwinden könnte, doch sind auch die untersuchten Flächen, wie bereits hervorgehoben, nicht gerade sehr günstig.

Bisher haben wir immer nur den Widerstand betrachtet; für den Auftrieb muß natürlich stets die Bedingung eingehalten werden, daß sein Mittelwert positiv bleibt, und das ist bei allen gezeichneten Beispielen der Fall, abgesehen von ganz kleinen Werten für β_0 . Der mittlere Antriebskoeffizient wird allerdings erheblich geringer sein als der beim günstigsten Gleitwinkel auftretende. Er ist aber im zweiten Falle immer noch größer, als er bei gleicher Stellung der Flügel und konstanter horizontaler Windrichtung wäre. Der niedrige Mittelwert des Auftriebskoeffizienten bedingt eine größere Fluggeschwindigkeit. Dies ist insofern von Bedeutung, als mit wachsender Eigengeschwindigkeit der Winkel β des scheinbaren Windes gegen die Horizontale abnimmt. Man kann dem aber entgegenwirken, indem man die spezifische Belastung der Tragflächen kleiner wählt.

Zu der bereits angeführten Unsicherheit in den experimentellen Werten (Windschwankungen, Windkräfte auf Platten bei großen negativen Einfallswinkeln) kommt noch ein weiteres Moment, welches die Genauigkeit der angestellten Rechnungen beeinträchtigt. Alle bisher gemachten Untersuchungen über Widerstandskräfte beziehen sich auf stationäre Zustände, es ist nun durchaus nicht als sicher vorauszusetzen, daß bei wechselnden Windkräften, wie sie hier auftreten, dieselben Werte gelten. Doch werden die Abweichungen

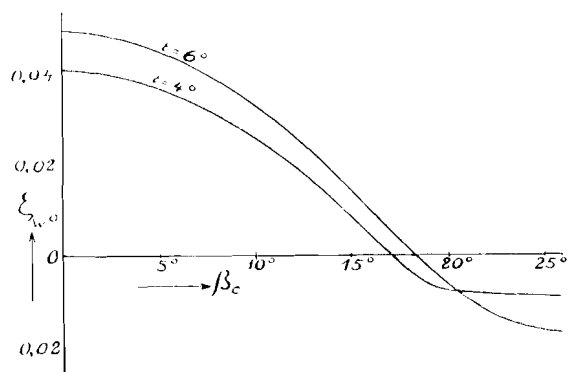


Fig. 7

bei genügend langsamen Schwankungen nur klein sein, und man darf wohl annehmen, daß sie auch im vorliegenden Falle nicht so groß sein werden, daß das Resultat wesentlich geändert würde.

Die hier erörterten Vorgänge bei der Einwirkung des natürlichen Windes auf feststehende Tragflächen (Fall 2) dürften auch zur Erklärung einer Erscheinung beitragen, die zuerst von Otto Lilienthal beobachtet und in seinem Werke »Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst« besonders hervorgehoben wurde, daß nämlich Tragflächen im Winde erheblich günstiger sich verhalten als auf dem Rundlauf. Und wenn Gustav Lilienthal in neuerer Zeit besonders bei dicken Flügelprofilen einen merklichen Vortrieb gefunden hat, so ist das gar nicht unwahrscheinlich, denn die starke Wölbung der Saugseite und die gute Abrundung der Vorderkante, die solche Profile in der Regel besitzen, sind vermutlich für den vorliegenden Zweck besonders günstig.

Wenn diese Untersuchung wegen der Unsicherheit der Grundlagen auch keinen Anspruch auf quantitative Genauigkeit machen kann, so zeigt sie doch einen Weg, der in überaus einfacher Weise die Ausnutzung der Turbulenz des Windes für den Segelflug gestattet. Bedenkt man ferner, daß das Streben bei der Untersuchung von Tragflächen in erster Linie der Förderung des Maschinenfluges galt, so darf man wohl annehmen, daß unsere bis jetzt untersuchten Flächen für den Segelflug nach der dargestellten Theorie, der doch ganz erheblich andere Eigenschaften der Flügel verlangt, recht wenig geeignet sind, und man darf deshalb hoffen, Tragflächen zu finden, welche schon bei wesentlich geringeren Windschwankungen einen merklichen Vortrieb ergeben als

die hier gezeigten Beispiele. Wenn dann auch noch die Forschung über die feinere Struktur des Windes weiter fortgeschritten ist, so wird es vielleicht doch noch gelingen, das Geheimnis des Segelfluges zu ergründen und ihm möglicherweise sogar nachzuzahlen.

Einige einfache Berechnungen der auftretenden Flügelbeanspruchungen.

Von Ingenieur Ernst Heinkel, Johannisthal/Berlin.

Nachdem die Flugmaschine ihre praktische Verwendbarkeit in vielen Hinsichten bewiesen hat, glauben viele in dieser neuen Industrie ihr Glück machen zu können, und zwar dadurch, daß sie mit einem eigenen Typ, mit einem eigenen System herauskommen. Ihre Vorkenntnisse mögen sich diese Leute zum Teil aus ganz guten Büchern, die ja heute schon in ziemlich großer Anzahl existieren, gesammelt haben. Die meisten Bücher sind aber leider entweder nur rein beschreibender Art mit mehr oder weniger gut gelungenen Photographien oder aber behandeln sie die aerodynamischen Vorgänge rein theoretisch, ohne auf die in der Wirklichkeit in der Luft während des Fluges sich abspielenden Vorgänge und vorkommenden Beanspruchungen näher einzugehen.

Viele, die sich an den äußerlich so einfach aussehenden Flugzeugbau heranwagen, haben dann keine Ahnung, welchen Beanspruchungen die einzelnen Teile des Flugzeuges unterworfen sind, wie die Beanspruchungen bei ruhiger Luft und wie sie bei bewegter, böiger und stürmischer Luft sind, was für Verhältnisse bei einem Gleitflug gelten und was für Kräfte entstehen, wenn von einem Gleitflug mit abgestelltem Motor rasch wieder auf einen horizontalen Flug mit laufendem Motor übergegangen wird. Die Folgen einer derartigen Unkenntnis zeigen sich dann leider nur zu früh in den häufigen Unfällen, die auf alle möglichen Gründe zurückzuführen sind, die eigentlich unter gar keinen Umständen vorkommen dürften. Haben dann die betreffenden Konstrukteure ihren Leichtsinns selbst eingesehen, so wird der Unfall meist auf den Piloten geschoben oder auf andere höhere Einflüsse und Ursachen zurückgeführt.

Der wahre Grund des Unfalls ist aber entweder ein Konstruktionsfehler, schlechtes Material, ein Flügelbruch, schlechte und gefährliche Gewichtsverteilung usw.

Es ist deshalb eine erste Pflicht des Konstrukteurs, sich mit den Gesetzen der im Fluge in allen Lagen auftretenden Kräfte einerseits und mit der zulässigen Beanspruchung der verwendeten Materialien andererseits intensiv zu beschäftigen. Zur Berechnung der wirklichen Größen der Teile einer Konstruktion ist es notwendig, alle möglichen, namentlich die maximalen Beanspruchungen, denen der betreffende Teil unterworfen ist, in Betracht zu ziehen.

Die Teile, die beim Flugzeug den verschiedensten und stärksten Beanspruchungen ausgesetzt sind, sind ohne Zweifel die Flügel und deren Hauptquerträger und die Kabel, an denen die Flügel aufgehängt sind. Die größte Beanspruchung erleiden die Flügel beim Abfangen des Apparates nach einem Gleitflug. Sie wird um so größer, je größer der Gleitwinkel und je größer die Geschwindigkeit der Maschine ist und je schneller und plötzlicher der Apparat vom steilen Gleitflug in den horizontalen Flug übergeht. In folgendem sind die Größen dieser Kräfte näher untersucht und für einige in der Praxis vorkommende Fälle bestimmt.

Angenommen das Gewicht des Apparates mit Führer beträgt G ; die Maschine erreicht bei einem Gleitwinkel von φ° eine Geschwindigkeit von v m/Sek. In der Zeit von t Sekunden soll der Apparat abgefangen sein und eine horizontale Lage einnehmen. Es handelt sich nun, die Kräfte zu bestimmen, die beim Abfangen der Maschine entstehen. Bezeichnet man die vertikale Geschwindigkeit des Flugzeuges mit v_s , so folgt aus Fig. (1) für diese senkrechte Geschwindigkeit

$$v_s = v \cdot \sin \varphi \quad \dots \dots \dots (1)$$