Flugsport

GEGRÜNDET 1908 u. HERAUSGEGEBEN VON OSKAR URSINUS • CIVIL-ING.

Illustrierte technische Zeitschrift und Anzeiger für das gesamte Flugwesen

Brief-Adr.: Redaktion u. Verlag „Flugsport", Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8
Telefon: Hansa 4557 — Telegramm-Adresse: Ursinus — Postscheck-Konto Frankfurt (Main) 7701

Nr. 11 | **17. Juni 1925** | **XVII. Jahrg.**

Bezugspreis für In- und Ausland pro ¼ Jahr Mk. 4,50 frei Haus.
Für das Inland zu beziehen durch alle Buchhandlungen und Postanstalten, für das Ausland durch den Buchhandel und Verlag nach besonderer Preisstellung

Der Nachdruck unserer Artikel ist, soweit nicht mit „Nachdruck verboten" versehen, nur mit genauer Quellenangabe gestattet.

Deutscher Rundflug 1925.

Der Deutsche Rundflug ist beendet. Die Preisverteilung ist am 26. Juni.*) Wir werden daher eine kritische Würdigung bis dahin verschieben müssen. Indessen kann man schon heute sagen, daß die Gesamtergebnisse die gehegten Erwartungen weit übertreffen. Auffallend ist die große Zahl der Flugzeuge, welche die Riesenstrecken bewältigten. Wenn in der Gruppe A einzelne Maschinen mit ihren Streckenkilometern erheblich zurückblieben oder ausfielen, so lag dies an den Motoren, und dann sogar an den ausländischen. Das Leichtflugzeug ist in Deutschland dank der Rhönforschung gegenüber dem Ausland verhältnismäßig weit entwickelt. Die Motorenentwicklung hat hierbei nicht Schritt gehalten. Das Dringendste hier ist die Schaffung von Leichtmotoren. Die Situation ist heute hier wie 1912, als Prinz Heinrich von Preußen die Anregung des Kaiserpreises für den besten deutschen Flugmotor gab. Wenn wir die Leichtflugzeugentwicklung im nächsten Jahre vorwärts bringen wollen, so muß unverzüglich ein Preisausschreiben für Leichtmotoren erlassen werden. Diejenigen, welche aus den Resultaten des Rundfluges argumentieren, daß nur die starkmotorigen Flugzeuge zu Erfolgen berechtigen, sind schlechte Ratgeber. Wenn es uns nicht gelingt, in dem Leichtflugzeug das Flugzeug für den Sport zu schaffen, so können wir unsere Hoffnungen auf die Entwicklung eines wirklichen Flugsportes begraben; denn einen Flugsport im Sinne des Wortes hat es bis heute noch nicht gegeben.

Bei der Entwicklung des Leichtflugzeugmotors ist unbedingt auf geringstes Gewicht Wert zu legen. Ohne diese Bedingung ist ein Leichtflugzeug nicht möglich.

Im Nachstehenden geben wir eine kurze Zusammenstellung der vorläufig bekannt gewordenen Ergebnisse:

*) Die Uebersicht der Preisträger ist erst am 16. 6. während der Drucklegung dieser Nr. eingegangen.

Theoretische Grundlagen des Schwingenfluges.

Alexander Lippisch-Winterberg i. Westf.

Die Ausschreibung zum Rhön-Segelflugwettbewerb 1925 enthält u. a. auch einen Preis für Flüge mit eigener Muskelkraft. Es liegt nahe, hierbei auf den Gedanken zu kommen, einen Schlagflügelapparat zu konstruieren und hiermit sein Heil zu versuchen.

Ehe man indessen an die Ausführung einer solchen bislang noch ziemlich unerprobten Flugzeugtype geht, wird man versuchen, sich über die mögliche Wirkungsweise der Schlagflügel auf theoretischem Wege zu orientieren. Es ist nicht möglich, den ganzen Komplex dieses schwierigen Problems im Rahmen dieser Arbeit zu behandeln. Es soll vielmehr an Hand eines einfachen Falles eine graphisch-rechnerische Methode angegeben werden, die es ermöglicht, den Kraftaufwand, soweit dies auf der Grundlage von Flügelmessungen möglich ist, zu ermitteln.

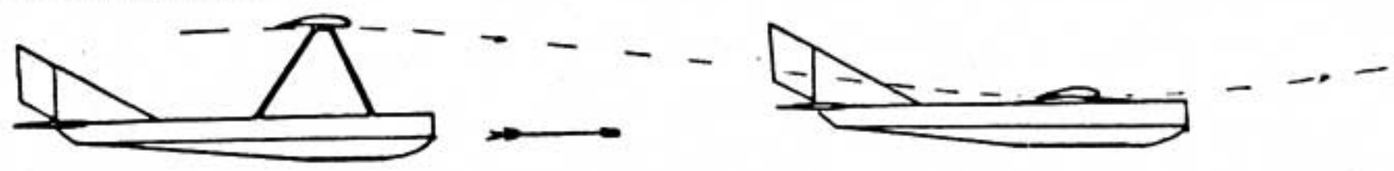

Abb. 1

Die Betrachtungsart geht davon aus, als erstes die Form des Flügelweges (zur Luft) festzulegen, d. h. wir bestimmen zu Anfang die Bahnkurve. Als einfachste Form der Bahnkurve ist wohl die gewöhnliche Wellenlinie anzusehen (Abb. 3 oben). Diese Bahnkurve würde entstehen, wenn man bei gleichmäßiger Fluggeschwindigkeit den Flügel pendelnd auf und ab bewegt (Abb. 1). Zugleich sei keine Rücksicht darauf genommen, daß — wenn man den Vogelflügel als Muster aufstellt — die äußeren Flügelteile einen größeren Ausschlag machen wie die inneren Teile. Es werde hierbei der Flügel als Ganzes bewegt und irgendwelche Verdrehung einzelner Flügelteile zueinander finde nicht statt.

Der Fall ist also auch mechanisch denkbar einfach. Andererseits kann man die Wirkungsweise des vogelflugartig bewegten Schlagflügels aus den durch die einfache Betrachtung gewonnenen Resultaten ableiten.

Weiterhin hat dieser Fall insofern erhöhtes Interesse, als er die Umkehrung des dynamischen Segelfluges in wellenförmig bewegter Luft darstellt.

Nachdem wir die Bahnkurve bestimmt haben, müssen wir als nächstes den Wechsel des Anstellwinkels während des Durchfliegens der Wellenbahn festlegen. Da der Anstellwinkel aber seinerseits in direkter Beziehung zum Auftrieb steht, wollen wir der einfacheren Betrachtungsweise halber die Auftriebsverteilung längs der Flugbahn festlegen. Die Luftkräfte selbst beziehen wir auf die horizontale Achse des Flügelweges und zerlegen dieselbe in eine horizontale und vertikale Komponente (Abb. 2). Es ist:

$$y = c_y \cdot F \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 \qquad (1)$$

$$x = c_x \cdot F \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 \qquad (2)$$

Für die dimensionslosen Beiwerte c_y und c_x finden wir die Be-

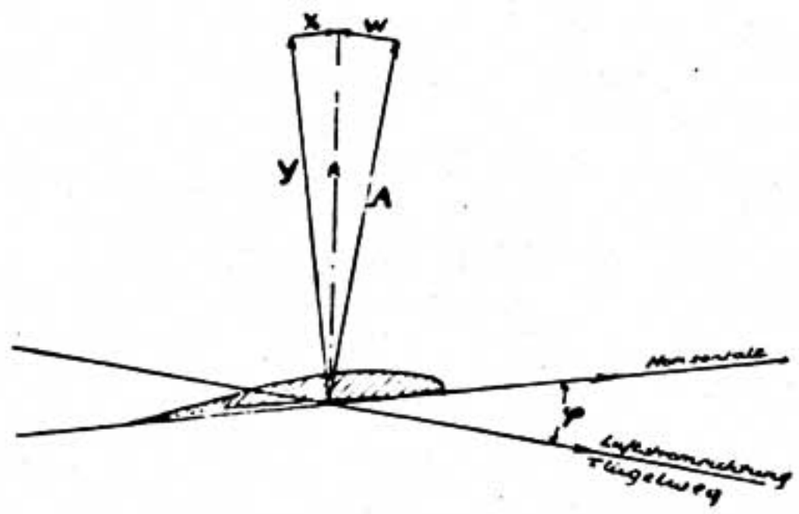

Abb. 2

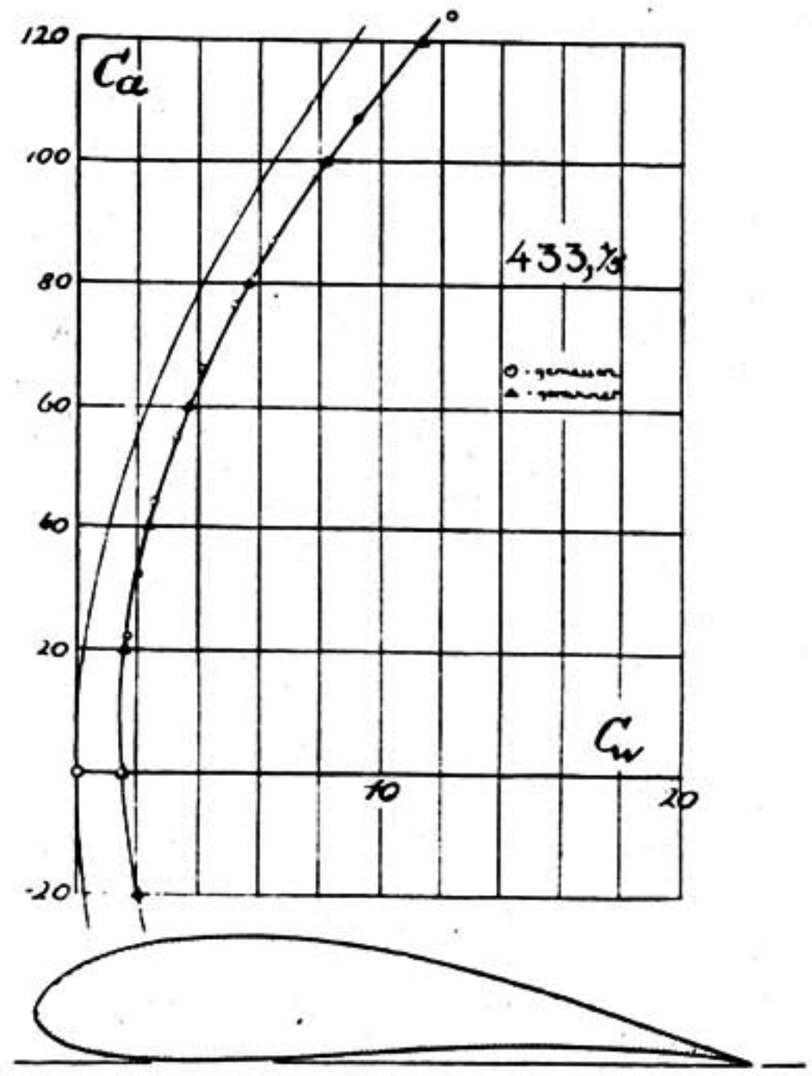

Abb. 4

ziehungen:

$$c_y = c_a + c_w \cdot \operatorname{tg} \varphi \qquad \textbf{(3)}$$

$$c_x = c_a \cdot \operatorname{tg} \varphi - c_w \qquad \textbf{(4)}$$

Die Darstellung von c_y und c_x geschieht im allgemeinen wie bei c_a und c_w durch die mit 100 multiplizierten Werte C_y und C_x. Der Winkel φ seinerseits ist die jeweilige Richtungsdifferenz zwischen der Bahntangente und der Horizontalen, und bestimmt sich durch Differentiation der Gleichung der Bahnkurve. Ganz allgemein lautet diese:

$$y = m \sin x \qquad \textbf{(5)}$$

Im Maßstabe des tatsächlichen Flügelweges:

$$y = \left[m \cdot \sin \left(\frac{2 \pi x}{\tau_0 \cdot v} \right) \right] \frac{\tau_0 \cdot v}{2 \pi} \qquad \textbf{(6)}$$

Hierin bedeuten:

v = Fluggeschwindigkeit (m/sec)
τ_0 = Zeitdauer eines Doppelschlages (sec)
(Rückkehr des Flügels in die Anfangsstellung)
x = zurückgelegter Flugweg (m)
(aus der Horizontalen gemessen)

Es ist dann

$$\operatorname{tg} \varphi = m \cos \left(\frac{2 \pi x}{\tau_0 \cdot v} \right) \qquad \textbf{(7)}$$

Mit Hilfe dieser Beziehungen kann man die jeweiligen Größen x und y oder bezw. c_x und c_y berechnen und längs des Flugweges als fortlaufende Funktionen von x auftragen.

Da der Winkel φ im allgemeinen sehr klein ist, erübrigt sich eine Berechnung von c_y weil das Glied $c_w \cdot \operatorname{tg} \varphi$ kleiner wird als der mögliche Fehler von c_a Man setzt also $c_y \cong c_a$ und legt so die Auftriebsverteilung direkt fest. c_y bezw. c_x sind positiv, wenn An-

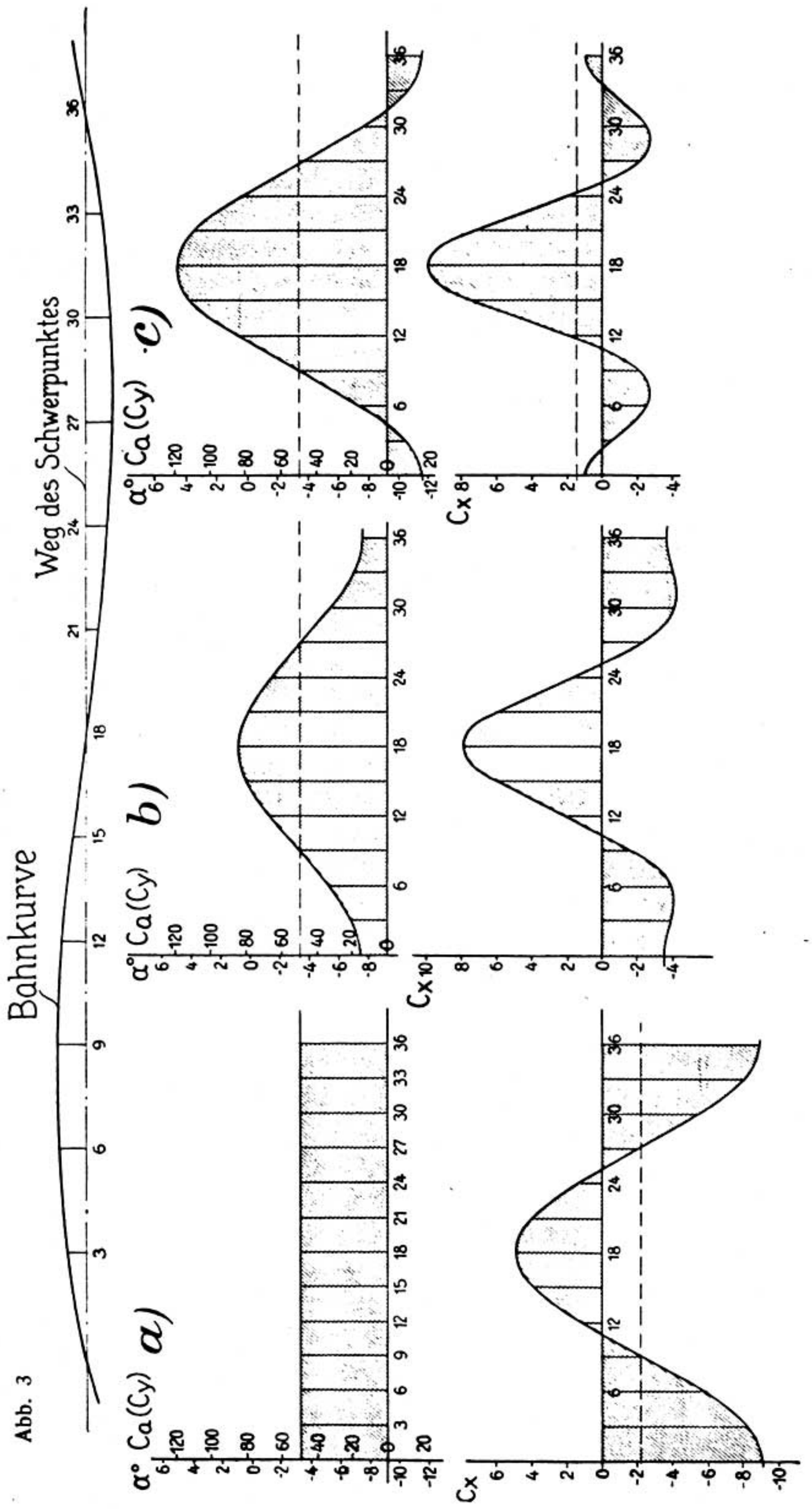

Abb. 3

Pall 1. mittlerer Auftrieb $c_{a_m} = 50{,}0$
mittlerer Vortrieb $c_{x_m} = -2{,}16$
Auftriebsschwankung $\Delta c_a = \pm 0{,}0$
Anstellwinkelschwankung $\Delta\alpha = \pm 0^0$
(bezogen auf die Bahnkurve)

Pall 2. mittlerer Auftrieb $c_{a_m} = 50{,}0$
mittlerer Vortrieb $c_{x_m} = +0{,}02$
Auftriebsschwankung $\Delta c_a = \pm 35{,}0$
Anstellwinkelschwankung $\Delta\alpha = \pm 4{,}1^0$
(bezog. a. d. Bahnkurve) $\alpha_{max} = 0{,}8^0$ $\alpha_{min} = -7{,}4^0$

Pall 3. mittlerer Auftrieb $c_{a_m} = 50{,}0$
mittlerer Vortrieb $c_{x_m} = +1{,}65$
Auftriebsschwankung $\Delta c_a = \pm 70{,}0$
Anstellwinkelschwankung $\Delta\alpha = \pm 8{,}3^0$
(bez. a. d. Bahnkurve) $\alpha_{max} = 5{,}0^0$ $\alpha_{min} = -11{,}6^0$

trieb bezw. Vortrieb stattfindet. Um über die beste Art der Auftriebsverteilung Klarheit zu schaffen, betrachten wir 3 Fälle.

Fall 1 (Abb. 3a) Der Auftrieb ist konstant. Eine Aenderung des Anstellwinkels zur Bahnkurve findet nicht statt.

Fall 2 (Abb. 3b) Der Auftrieb schwankt zwischen einem Größtwert beim Niederschlag und einem Kleinstwert beim Aufschlag. Der Anstellwinkel zur Bahnkurve wird beim Niederschlag größer und beim Aufschlag kleiner.

Fall 3 (Abb. 3c) Die Auftriebsschwankung hat sich noch vergrößert. Der Flügel bleibt im Anstellwinkel zur Horizontalen nahezu unverändert ($\alpha_m = -3{,}3^0$).

Die weiteren Angaben gehen aus den Abbildungen hervor.

Wir erkennen aus der Darstellung, daß für Fall 1 kein Vortrieb stattfindet, während eine deutliche Vortriebswirkung schon bei Fall 2 spürbar wird und dieselbe sich bei Fall 3 noch verstärkt.

Die Figuren werden gezeichnet für einen Flügel mit dem Profil Göttingen 433 und einem Seitenverhältnis 1:10, der Größtwert des Winkels φ — beim Durchgang durch die Mittelstellung war $\varphi_{max} = \pm 8^0$, $tg\ \varphi_{max} = 0.140 = m$.

Die Gleichung der Bahnkurve war demnach

$$y = \left[0.140 \sin \left(\frac{2 \pi x}{\tau_0 \cdot v} \right) \right] \frac{\tau_0 \cdot v}{2 \pi}$$

τ_0 und v können, solange es sich lediglich um die Berechnung bezw. Darstellung der Beiwerte c_x und c_y handelt, beliebig angenommen werden.

Zur Berechnung des Kraftaufwandes und der Fluggeschwindigkeit müssen wir die Mittelwerte von c_x und c_y bestimmen durch Integration der schraffiert dargestellten Flächen. Um dies zu erreichen, bringen wir die Polare auf folgende Gleichung

$$c_w = \left(\frac{F}{b^2 \pi} + k \right) c_a^2 - p\ c_a + q \qquad \textbf{(8)}$$

Diese Form einer Parabelgleichung paßt sich der Form der üblichen Polaren am besten an, weil darin berücksichtigt ist, daß das Minimum des Widerstandes bei kleinen positiven c_a-Werten liegt. Für 433 ausgewertet ergeben sich beispielsweise folgende Werte

$$\boxed{433} \qquad c_w = \left(\frac{F}{b^2 \pi} + 0.0128 \right) c_a^2 - 0.0093\ c_a + 0.0151$$

Die Uebereinstimmung ist für unsere Untersuchung und innerhalb der Grenzen $c_a = 1.20 \div c_a = -0.20$ völlig ausreichend, wie dies aus Abb. 4 ersichtlich ist.

Die aus der Integration gewonnenen Mittelwerte sind dann

$$c_{x_{mittel}} = \frac{\Delta c_a}{2} \left[m - \Delta c_a \left(\frac{F}{b^2 \pi} + k \right) \right] - \left[\left(\frac{F}{b^2 \pi} + k \right) c_{a_m}^2 - p\ c_{a_m} + q \right]$$

$$c_{y_{mittel}} \cong c_{a_{mittel}} \qquad \textbf{(9)}$$

In dem Ausdruck für $c_{x_{mittel}}$ bedeutet Δc_a die Schwankung des c_a-Wertes um seinen Mittelwert. Also wenn beispielsweise wie in Abb. 3c der c_a-Wert schwankt zwischen $c_{a_{maximum}} = +1.20$ und

$c_{a_{min}} = -0.20$, dann ist der mittlere c_a Wert

$$c_{a_m} = \frac{1.20 + (-0.20)}{2} = 0.50 \text{ und } \Delta c_a = \pm 0.70$$

Wir konnten doch die c_a-Verteilung in folgende Beziehung bringen

$$c_{a_x} = \Delta c_a \cos\left(\frac{2\pi x}{\tau_0 \cdot v}\right) + c_{a_{mittel}} \qquad \textbf{(10)}$$

Der Ausdruck

$$\left[\left(\frac{F}{b^2\pi} + k\right) c_{a_m}^2 - p\, c_{a_m} + q\right] = c_{w_{mittel}}$$ d. h. es ist der zum c_a-Mittelwert gehörige c_w-Wert.

So hatten wir beispielsweise beim Fall 3 in Abb. 3c folgende Voraussetzungen:

$$\Delta c_a = \pm 0.70 \qquad m = \operatorname{tg} \varphi_{max} = 0.140 \qquad \left(\frac{F}{b^2\pi} + k\right) = 0.0446$$

$$\left(\frac{F}{b^2} = \frac{1}{10}\right) \qquad c_{a_m} = 0.50 \qquad c_{w_m} = 0.0216$$

daraus errechnet sich dann c_x als

$$c_{x_{mittel}} = \frac{0.70}{2}\,[0.140 - 0.70 - \cdot\, 0.0446] = 0.0216$$

$$c_{x_{mittel}} = 0.0165 \qquad (c_x = 1.65)$$

Das Maximum des Vortriebs tritt ein für:

$$\Delta c_a = \frac{m}{2\left(\frac{F}{b^2\pi} + k\right)}$$

wobei c_x wird:

$$c_{x_{max}} = \frac{m^2}{8\left(\frac{F}{b^2\pi} + k\right)} - c_{w_{mittel}} \qquad \textbf{(11)}$$

Dieses Maximum hat indessen nur bedingtes Interesse, weil Δc_a über die durch das obere und untere Abreißen der Polare gegebene Grenze schon bei kleinen m hinauswächst.

Für unseren Fall würde beispielsweise

$$\Delta c_a = \frac{0.140}{0.0892} = 1.23$$

Für den c_a-Mittelwert = 0.50 wären die Grenzwerte $c_{a_{maximum}} = 2.23$, $c_{a_{minimum}} = -1.23$ weit über die erreichbaren Grenzen der Polare hinaus!

Der Vortrieb würde dann:

$$c_{x_{max}} = \frac{0.0196}{0.3568} - 0.0216 = 0.0334 \quad (c_x = 3.34)$$

Also auf über das Doppelte gestiegen.

Die Idealform eines Schlagflügels (oder dynamischen Segelflügels) wird man also in einem Flügel suchen müssen, dessen Polare

durch geeignete Maßnahmen (Verstellprofil, Schlitze, Rotorvorderkante) einen sehr großen Bereich bedeckt.

Der bei der Auf- und Abbewegung des Flügels durch den Auftrieb hervorgerufene und vom Antrieb zu überwindende Kraftaufwand ist die Summe der in bezug auf den vertikalen Flügelweg aufzuwendenden Arbeit.

Der Verlauf dieses Arbeitsdiagrammes ist für den Fall 3 in Abb. 5 dargestellt.

Wenn wir Niederschlags- und Aufschlagsarbeit summieren, so erhalten wir die schraffiert dargestellte Fläche als Ellipse, deren eine Achse $= \sqrt{c_a}$ ist.

Demnach ist der vom Antriebsmechanismus zu überwindende mittlere Luftwiderstand gleich:

$$P_m = 0.78 \sqrt{c_a} \cdot F \cdot \frac{\gamma}{2g} v^2 \qquad \textbf{(12)}$$

Der sekundlich zurückgelegte vertikale Flügelweg ist

$$S_o = 2\ m \frac{v}{\pi} \qquad \textbf{(13)}$$

Und demnach die Leistung in PS ausgedrückt

(wobei $\frac{\gamma}{2g} = \frac{1}{16}$ gesetzt wurde, also für normale Luftverhältnisse):

$$N = 0.000415\ m\ .\ \sqrt{c_a}\ .\ F\ .\ v^3 \qquad \textbf{(14)}$$

Nun ist aber $v = 4 \sqrt{\frac{g}{F}} \Big/ \sqrt{c_{a_{mittel}}}$

demnach wird dann

$$N = 0.021\ .\ m\ .\ g \frac{\sqrt{\frac{g}{F}}}{\sqrt{\frac{c_{a\,m}^3}{\sqrt{c_a^2}}}} \qquad \textbf{(15)}$$

Setzen wir in dem Beispiel von Fall 3 (Abb. 3c) $g = 122$ kg, $\sqrt{\frac{g}{F}} = 3.18$ $F = 12$ m², dann wird

$$v = 4 \frac{3.18}{0\ 707} = 18\ m/sec$$

Die notwendige Leistung ist:

$$N = 0.000415\ .\ 0.140\ .\ 0.70\ .\ 12\ .\ 5832$$

oder

$$N = 0.021\ .\ 0\ 140\ .\ 122 \frac{3.18}{\sqrt{\frac{0.50^3}{0.70^2}}}$$

$$N = 2.8\ PS$$

Dabei ist stillschweigend vorausgesetzt, daß der Beiwert des mittleren Widerstandes c_{w_m}, vermehrt um den Beiwert des schädlichen Widerstandes c_s, dem Vortrieb gleich ist. Der Flugzustand ist doch nur dann gleichförmig, wenn folgende Bedingung erfüllt ist:

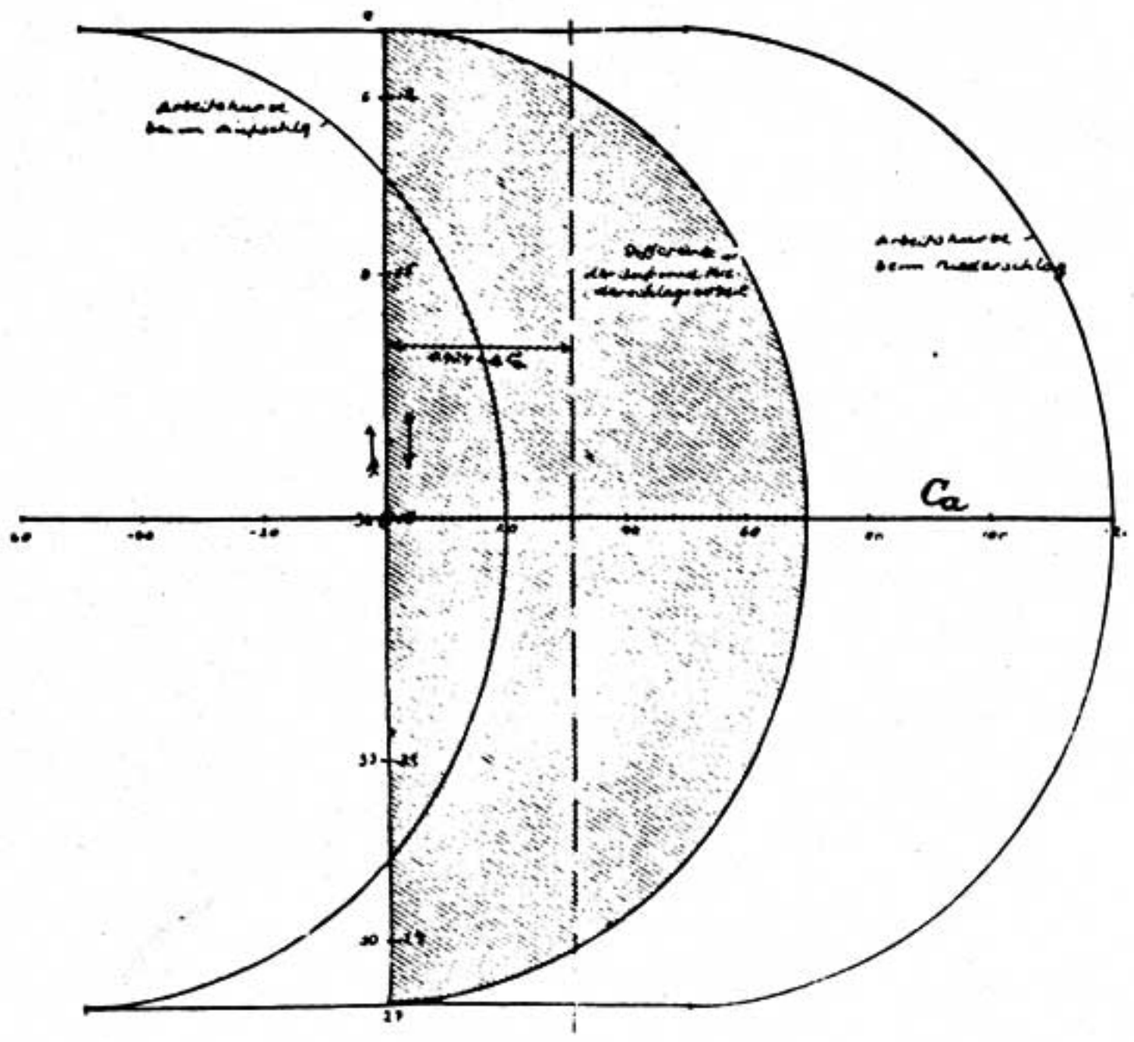

Abb. 5

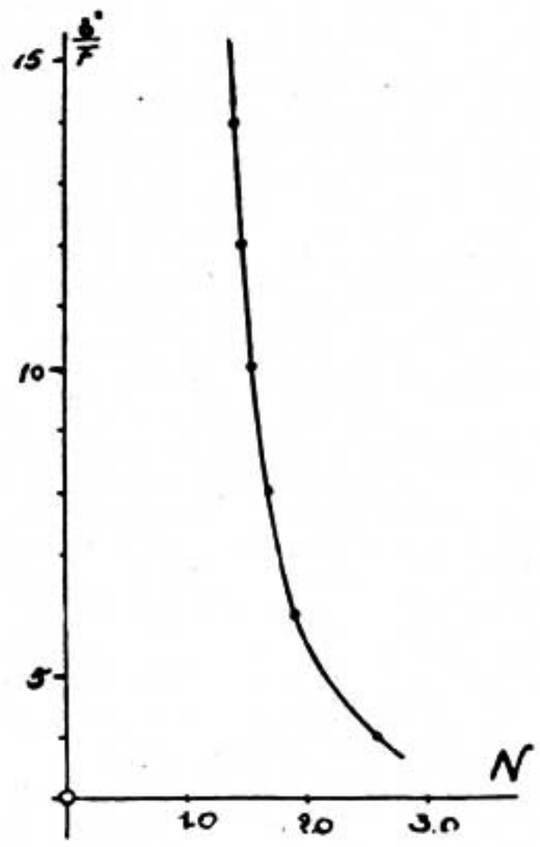

Abb. 7

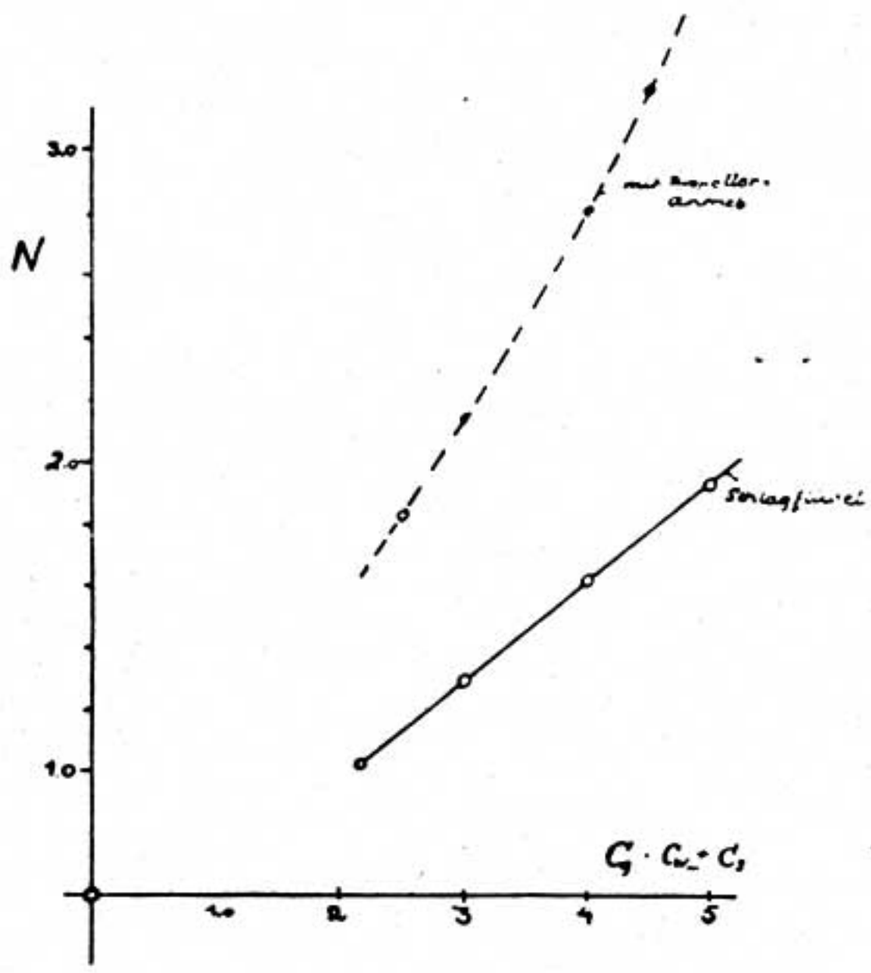

Abb. 6

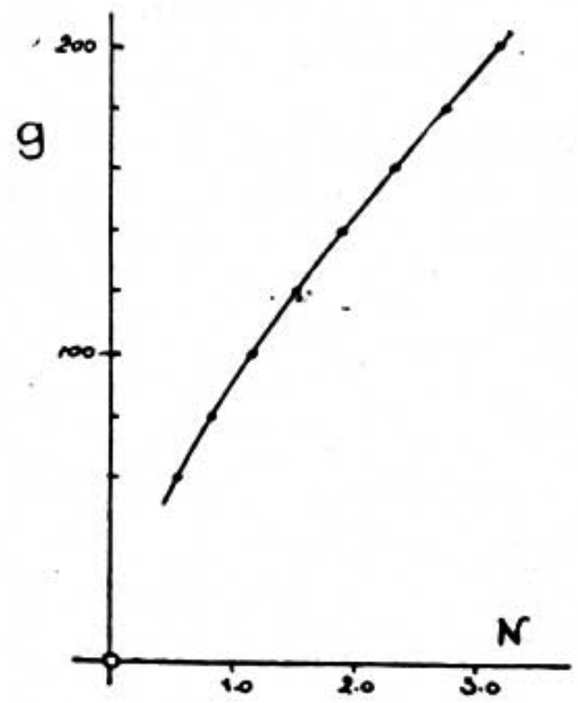

Abb. 8

$$\frac{\Delta c_a}{2}\left[m - \Delta c_a\left(\frac{F}{b^2 \pi} + k\right)\right] = c_{w_m} - c_s \qquad \textbf{(16)}$$

demnach wäre in unserem Falle $c_s = 0.0165$.

Bezeichnet man die Summe $(c_{w_m} + c_s)$ mit c_g, dann berechnet sich m als:

$$m = \lambda c_a \left(\frac{F}{b^2 \pi} + k \right) + \frac{2\, c_g}{\lambda c_a} \qquad (17)$$

Für verschiedene Werte von c_g wurde in Abb. 6 die Abhängigkeit zwischen N und c_g graphisch dargestellt. Wir erkennen daraus, daß die notwendige Leistung proportional der Widerstandszunahme anwächst.

Die gestrichelt eingetragene Gerade bezieht sich auf die Leistung des propeller betriebenen Flugzeugs bei gleicher Fluggeschwindigkeit. Der Wirkungsgrad wurde in diesem Falle sehr günstig (zu 0.80) angenommen, da der Wirkungsgrad des Flügelschlagmechanismus bisher unberücksichtigt geblieben war. Auch wird ja allein schon infolge des Trägheitswiderstandes der schwingenden Teile Arbeit verzehrt.

Bei richtiger gegenseitiger Abstimmung der schwingenden Massen ist derselbe zum mindesten sehr klein (Schieferstein'scher Effekt)!

Die folgenden Darstellungen der Abbildungen 7 und 8 stellen die Abhängigkeit des Seitenverhältnisses und des Gewichtes von der Leistung dar.

Wir erkennen aus der Darstellung in Abb. 7, daß der Einfluß des Seitenverhältnisses oberhalb von $\frac{b^2}{F} = 10$ sehr gering ist und eine Verbesserung durch das bedingt größere Gewicht längst aufgehoben wird. Die Gewichtsvermehrung spielt eine bedeutend größere Rolle (dasselbe wie beim Drachenflieger).

Die so errechneten Leistungen sind natürlich Minimalwerte. Andererseits muß man in Rechnung ziehen, daß es zweifellos noch günstiger wirkende Bewegungsarten des Flügels gibt.

Wir haben ja auch unberücksichtigt gelassen, daß durch die Antriebs- und Vortriebsschwankungen Beschleunigungen bezw. Verzögerungen in horizontaler und vertikaler Richtung auftreten, die einmal die Form der Bahnkurve verändern würden, oder wenn wir diese festhalten, den Flügelweg in bezug auf Flugzeug, also den Arbeitsweg verändern.

Die auftretenden Beschleunigungen hängen natürlich von der Masse des Flugzeugs ab, und andererseits von der Schlaggeschwindigkeit. Je größer die Masse, um so langsamer kann die Schlagdauer sein.

Betrachtet man hierin die Natur als Vorbild, so scheint mit wachsendem Gewicht die Zeit eines Doppelschlages bei einem Flugzeug wie in unserem Beispiel noch größer angenommen werden zu können, ohne daß der Einfluß ungünstig wirksam würde.

Eine rechnerische Berücksichtigung würde hier zu weit führen.

Eine andere Frage erscheint wichtiger und für die praktische Ausführung bedeutungsvoller.

Welche Wirkung haben andere Formen der Bahnkurve? Diese Frage und die Frage des vogelflügelartig bewegten Schlagflügels soll in der nächsten Abhandlung klargestellt werden.

Begnügen wir uns heute mit der aus unserem einfachen Beispiel gewonnenen Erkenntnis, daß ungeachtet der scheinbaren technischen Schwierigkeiten der Schlagflügel gegenüber dem Propeller Vorteile bietet, die es berechtigt erscheinen lassen, daß ernsthafte Versuche zur Klarstellung dieser Fragen unternommen werden.