

Sonderdruck aus

„BLÖGISCHE S ZENTRALBLATT“

Band 87 (1968), Heft 3

Herausgabe und Redaktion: H. Autrum, R. Harder, A. Kühn, H. Stubbe

VEB GEORG THIEME, LEIPZIG

Der Flug des Mauerseglers (*Apus apus*)

Von HANS OEHME

Der Flug des Mauerseglers (*Apus apus*)

Von HANS OEHME

Mit 9 Abbildungen¹⁾

Einleitung

Quantitative Untersuchungen des Tierfluges lassen Rückschlüsse auf die Leistungen der Flugmuskulatur zu. Die Berechnung des Kräftespiels bei einigen Vogelarten (OEHME 1963, 1965) führte auf spezifische Leistungen des M. pectoralis, welche die von Säugetieren bekannten Größen um ein Vielfaches übertreffen. Solchen mechanischen Leistungen müssen besondere physiologische Eigenschaften entsprechen (OEHME 1968 b). Untersuchungen in dieser Richtung stehen aber erst am Anfang (GEORGE und BERGER 1966). Man hat zwar versucht, mit den Leistungswerten der Säugetiermuskeln bei quantitativen Aussagen über den Vogelflug auszukommen (z. B. BROWN 1961), aber dabei wurde mit aerodynamischen Gütegraden gearbeitet, die für die relativ kleinen Flugtiere gar nicht in Frage kommen.

Es lohnt deshalb, bei einem so spezialisierten Schnell- und Dauerflieger wie dem Mauersegler den Kraftflug zu analysieren. Die Flugleistung und die mit ihr zusammenhängenden aerodynamischen Probleme bilden den Gegenstand dieser Arbeit; aus ihr ergibt sich die Forderung nach entsprechenden muskelphysiologischen Untersuchungen.

Das Berechnungsverfahren

Da die Zusammenhänge schon ausführlich dargelegt worden sind (OEHME 1963), sei hier nur das Prinzip zusammenfassend dargestellt. Das niederschlagende Flügelpaar wird wie eine Lufschraube behandelt. Auch beim Propeller hat man zwei Kräfte: den Schub, der in Richtung der Drehachse wirkt, und die Umfangskraft, deren Wirkungslinie in der Drehebene liegt. Beide Lufschraubenblätter haben den gleichen Drehsinn, also heben sich die an ihnen erzeugten Umfangskräfte auf, und nur der Schub wird wirksam. Anders beim Flügelpaar: hier haben die beiden „Propellerblätter“ entgegengesetzten Drehsinn und überstreichen auch nur einen Teil des „Schraubenkreises“. Folglich werden sowohl Schub als auch Umfangskraft wirksam. Die Umfangskraft tritt im horizontalen Flug zum großen Teil als die vertikale Kraftkomponente (Auftrieb) in Erscheinung.

¹⁾ Die Illustration der Arbeit besorgte der wissenschaftliche Graphiker der Zoologischen Forschungsstelle R. ZIEGLER.

Aus der Winkelgeschwindigkeit der Schlagbewegung und der Länge des Flügels l (vom Schultergelenk bis zur Flügelspitze) erhält man die Umfangsgeschwindigkeit u des Flügels. Die in die Rechnung eingehende Schlaggeschwindigkeit ist diejenige bei 70% der Flügellänge ($u_{0.7}$). Aus der Fluggeschwindigkeit v und $u_{0.7}$ ergeben sich der Fortschrittswinkel γ ($\frac{v}{u_{0.7}} = \tan \gamma$) und die resultierende Anblasgeschwindigkeit $w = \sqrt{v^2 + u_{0.7}^2}$. Die Luftkräfte der Luftschaube bzw. des Flügelpaares werden für einen Tragflügel gleicher Fläche berechnet, der mit der Geschwindigkeit w angeblasen wird und dessen Anblasrichtung von der Flugrichtung um den Komplementärwinkel zu γ abweicht (Abb. 1). Die am Flügel erzeugten Luftkräfte sind der Flügelauftrieb oder die Querkraft A_F (senkrecht zur Anblasrichtung) und der Flügelwiderstand W_F (in der Anblasrichtung). [$A_F = c_a F q$; $W_F = c_w F q$; F ist die Fläche beider Flügel; $q \approx \frac{w^2}{16}$ ist der Staudruck; c_a und c_w sind die zusammengehörigen Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte, die mit dem Polardiagramm des Flügels gegeben sind.]

Abb. 1. Schema der Geschwindigkeiten und Kräfte im Abschlag. Bezeichnungen s. Abb. 1 und Text

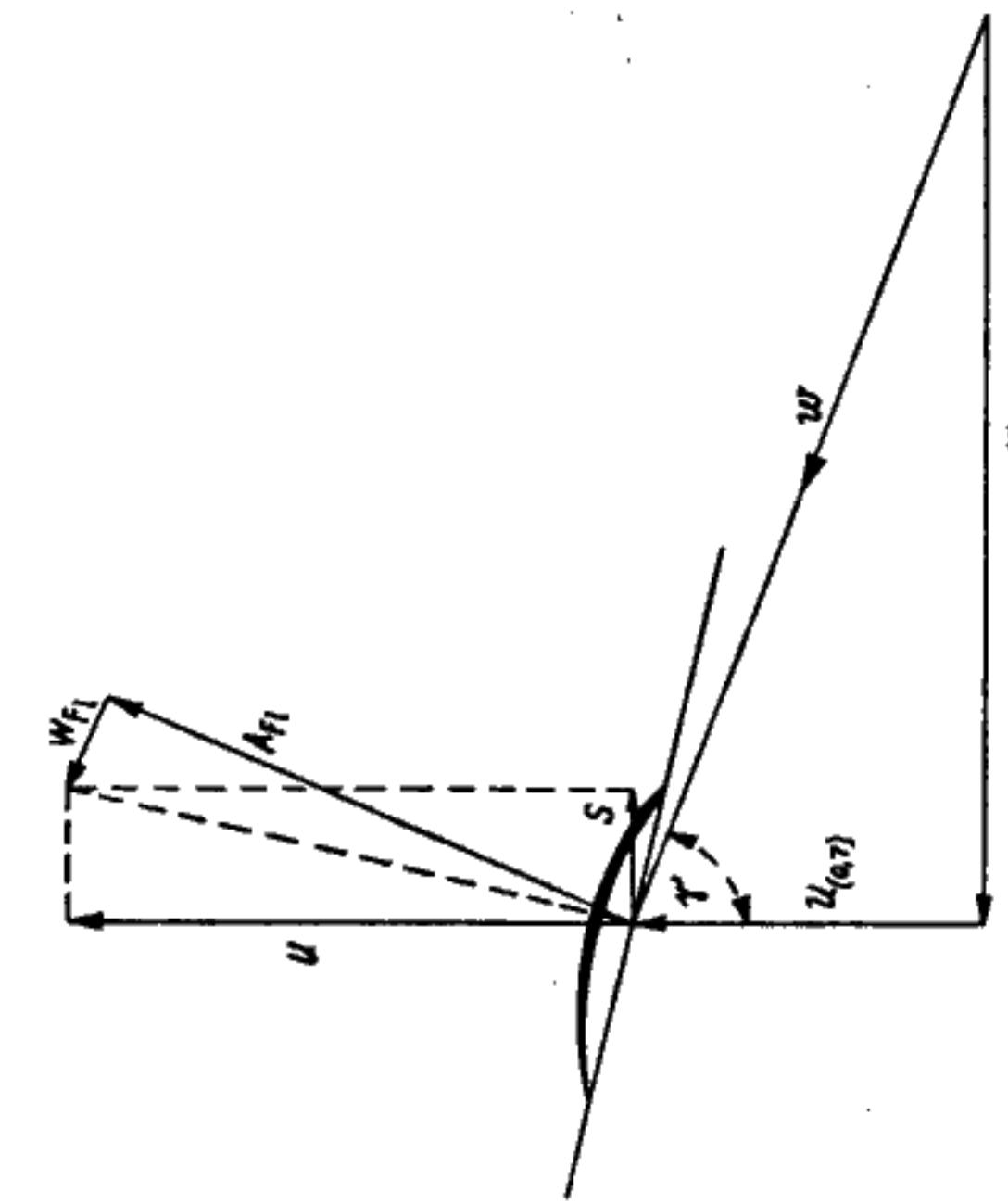


Abb. 1. Schema der Geschwindigkeiten und Kräfte im Abschlag. A_F = Flügelauftrieb; W_F = Flügelwiderstand; U = Umfangskraft; S = Schub; v = Anblasgeschwindigkeit; w = Schlaggeschwindigkeit; γ = Fortschrittswinkel $u_{0.7}$ = Fluggeschwindigkeit.

Der Schub ist $S = A_F \cos \gamma - W_F \sin \gamma$, die Umfangskraft $U = A_F \sin \gamma + W_F \cos \gamma$. Der als Vertikalkraft nach oben (Auftrieb) wirkende Anteil der Umfangskraft hängt von der jeweiligen Stellung des Flügels ab. Mißt man die Winkel von der Querachse aus (\cong Verbindungsstlinie der Schultergelenke) nach oben positiv, nach unten negativ, so ist bei konstanter Umfangskraft der mittlere Auftrieb $A = U \frac{\sin \varphi_1 - \sin \varphi_2}{\varphi_1 - \varphi_2}$, wobei φ_1 und φ_2 die Winkel sind, die der Flügel zu

Beginn und Ende der berechneten Bewegung mit der Querachse bildet. Die Leistung während des Abschlages ist $N = U \cdot u_{0.7}$, der Schubwirkungsgrad $\eta = \frac{S \cdot v}{N}$.

Nur in besonderen Flugzuständen, vor allem beim Rütteln, zeigen viele Vögel einen Aufschlag, der in gewisser Hinsicht spiegelbildlich zum Abschlag verläuft und auch Schub erzeugt (OEHME 1968a). Dabei vertauschen dann Ober- und Unterseite des Flügels ihre aerodynamische Funktion: die Obersseite wird zur Druckseite, die Unterseite zur Saugseite. Beim Aufschlag des normalen Horizontalfuges wird der Flügel aber so angeblasen, daß er eine, wenn auch geringe, nach oben gerichtete Vertikalkraft erzeugt (Abb. 2), falls er nicht, wie bei vielen

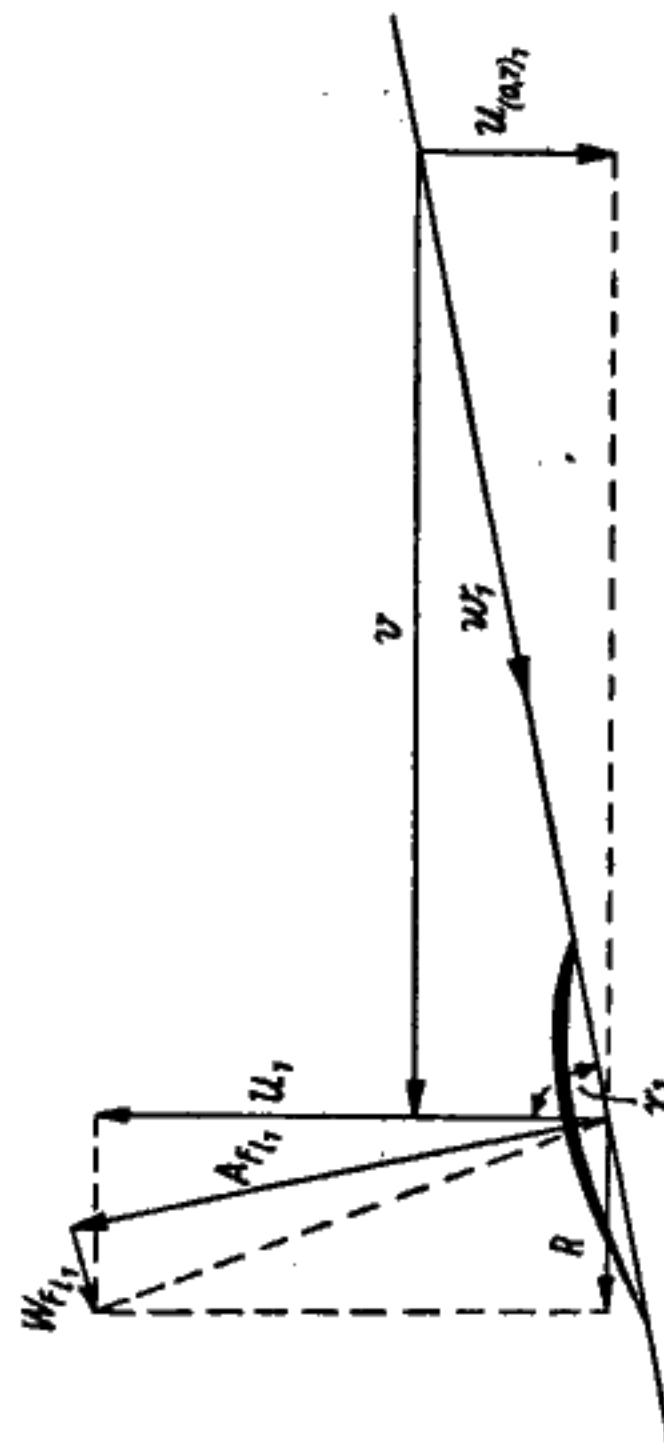


Abb. 2. Schema der Geschwindigkeiten und Kräfte im Aufschlag. Bezeichnungen s. Abb. 1 und Text

kleinen Vögeln, ganz zusammengefaltet wird. Dem Fortschrittswinkel γ entspricht der Winkel γ_1 , und aus den geometrischen Beziehungen läßt sich der Unterschied zum Abschlag sofort ablesen: Es tritt ein Rücktrieb der Größe $R = A_F \cos \gamma_1 + W_F \sin \gamma_1$ auf, und die der Umfangskraft des Abschlages entsprechende Kraft ist $U_1 = A_F \sin \gamma_1 - W_F \cos \gamma_1$.

Die Ausgangswerte

Fluggeschwindigkeit: Ihre einwandfreie Bestimmung ist schwierig, da man ja nicht die „Geschwindigkeit über Grund“, sondern die Eigengeschwindigkeit des Vogels gegenüber der Luft braucht. Die Messungen können daher nur bei Windstille erfolgen. Beim Segler kommt erschwerend hinzu, daß er nicht häufig eine größere Strecke geradlinig durchfliegt. Benutzt wurden die „Schluchten“ der Straßenzüge der Großstadt, wobei die durchflogenen Meßstrecken zwischen 80 und 130 m lagen.

Tabelle 1. Geschwindigkeiten im Kraftflug

v (m · s ⁻¹)	11	14	15	16	17	18	19	21	22	25	26	28
Zahl der Messungen	1	2	7	13	6	1	2	2	1	4	1	1

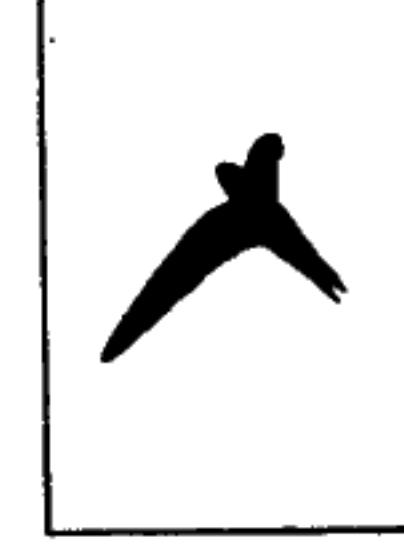
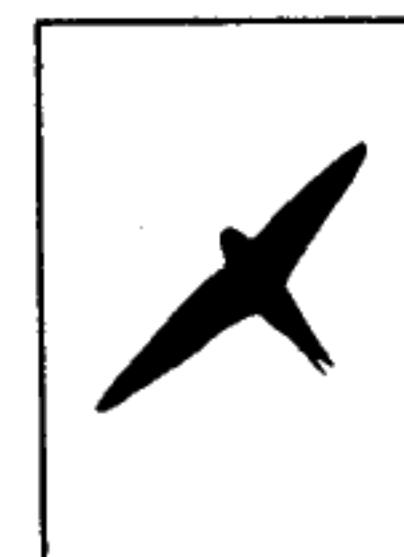


Abb. 3. Flugbewegung des Mauerseglers. Ansicht von schräg unten, Bildabstand 1/80 s

Geschwindigkeiten für den Gleitflug mußten an kürzeren Strecken (40–50 m) bestimmt werden und sind folglich unsicherer. Sie lagen zwischen $8 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ und $14 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

Flugbewegung und Winkelgeschwindigkeit des Flügels: Die Grundlage sind Zeitlupenaufnahmen mit einer Aufnahmefrequenz von $80 \text{ B} \cdot \text{s}^{-1}$. Aus-

gewertet wurden 20 Filmstreifen mit einer Aufnahmedauer zwischen 2 s und 8 s. Der Schlagzyklus läuft wie bei größeren Vögeln ab (OEHME 1965, 1968a): Im Abschlag wird der Flügel voll entfaltet und praktisch in einer zur Flugrichtung senkrechten Ebene nach unten geführt; im Aufschlag wird der Handflügel nach hinten abgewinkelt, der Flügel in dieser Stellung gehoben und zum neuen Abschlag entfaltet (Abb. 3 u. 4). Die Form des Aufschlages ist immer die gleiche,

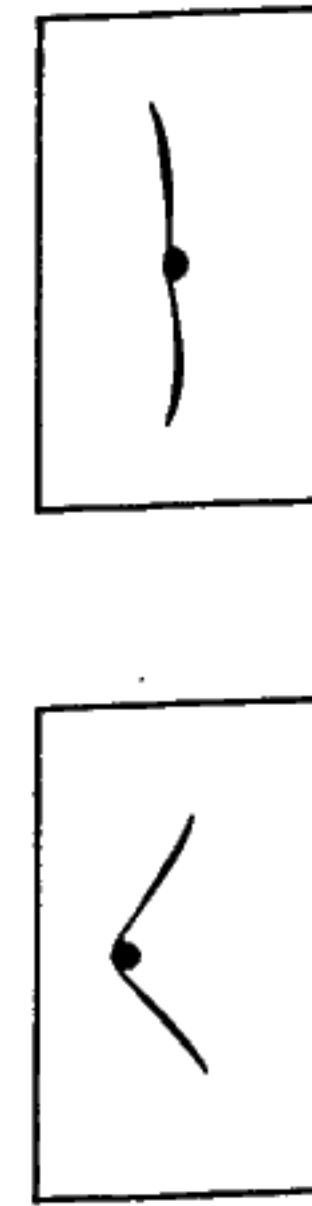
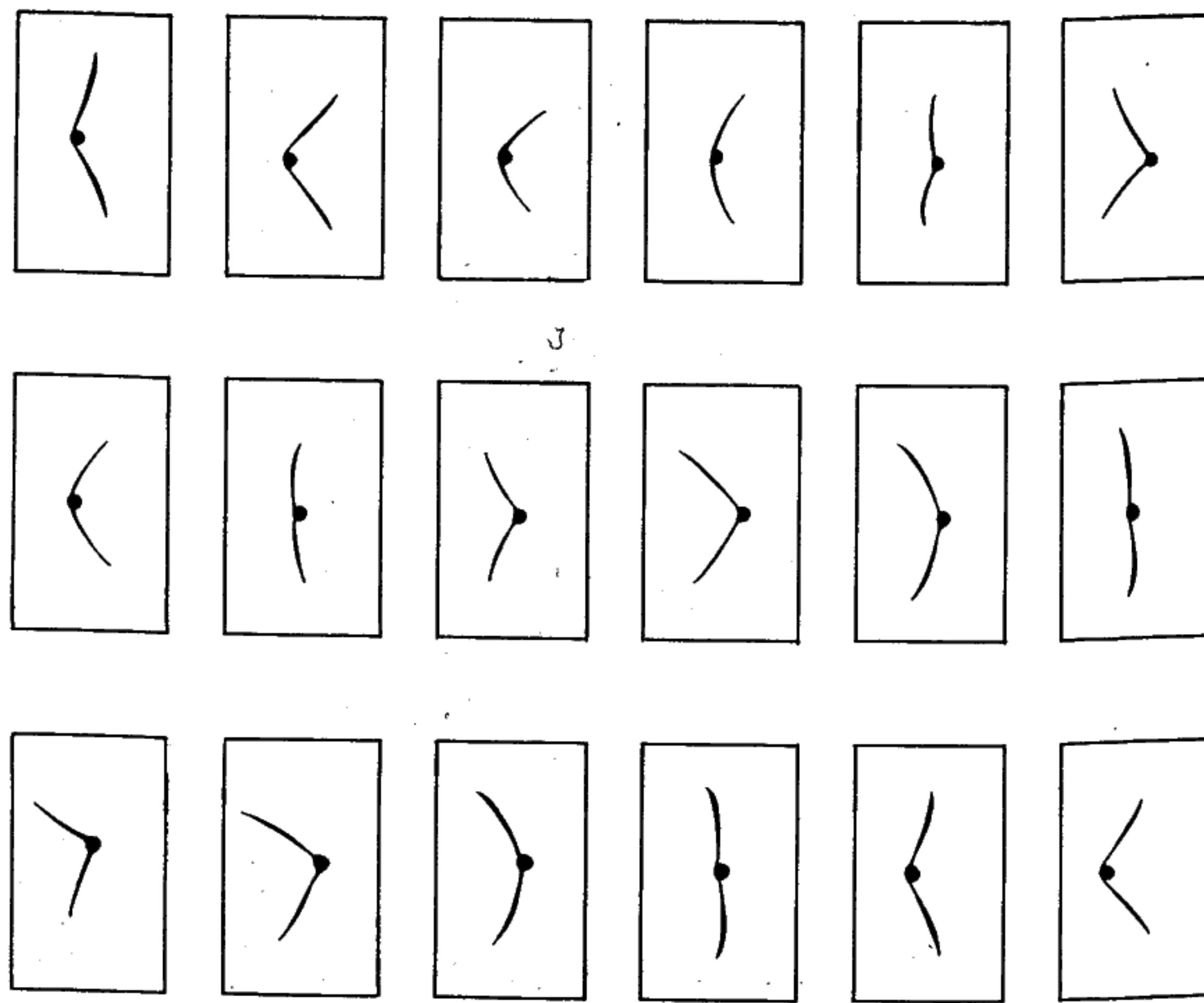


Abb. 4. Flugbewegung des Mauerseglers. Ansicht von hinten, Bildabstand 1/80 s

seine Dauer, bezogen auf die Dauer des Abschlages, variiert. In den 20 ausgewerteten Filmszenen betrug das Verhältnis von Abschlags- zu Aufschlagsdauer $1:1(2\times), 1:1,25(2\times), 1:1,5(3\times), 1:1,6(1\times), 1:1,7(11\times), 1:2(1\times)$. Obwohl Geschwindigkeitsmessungen und Filmaufnahmen nicht gleichzeitig erfolgen konnten, läßt sich doch mit ziemlicher Sicherheit aussagen, daß die kurzen Abschlagzeiten bei hohen, die langen Abschlagzeiten bei niedrigeren Geschwindigkeiten auftreten. Die absolute Dauer des Abschlages liegt allgemein zwischen 0,052 s und 0,055 s, nur bei dem Zeitverhältnis Abschlag : Aufschlag $\approx 1:1$ (hohe Geschwindigkeit) beträgt sie $\approx 0,044$ s. Die Größe des Schlagwinkels und die Winkelgeschwindigkeit lassen sich bestimmen, wenn die Aufnahmen genau von vorn oder von hinten gemacht werden (Achse des Aufnahmeeobjektivs und Flugwindachse fallen zusammen). 4 Bildreihen dieser Art entfielen auf das Zeitverhältnis Abschlag/Aufschlag $1:1,7$, je eine auf $1:1,25$ und $1:1$. Da für die Flugberechnung Geschwindigkeit und Verlauf des Flügelschlages gebraucht werden, wird als „Normalfall“ die Geschwindigkeit $v = 16 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ und das Zeitverhältnis Abschlag/Aufschlag $1:1,7$ angesehen. Für diesen Normalfall geht der Schlagwinkel im Mittel von $+42^\circ$ bis -34° . Die Winkelgeschwindigkeit im Abschlag ist nicht konstant. Da die Genauigkeit der Messung der Winkeldifferenzen zwischen zwei aufeinanderfolgenden Zeitlupenbildern beschränkt ist, wurden die ermittelten Winkelgeschwindigkeiten über der jeweiligen Flügelstellung aufgetragen (Abb. 5). Die Ausgleichskurve wurde bis zu den erwähnten Grenzen des Schlagwinkels ergänzt (unterbrochene Linie). Mit den durch diese Kurve gegebenen Werten ergibt sich die Abschlagszeit zu $0,054$ s. Die größte Winkelgeschwindigkeit nahezu in der Mitte des Abschlages ist $\omega = 33,79 \text{ s}^{-1}$, die mittlere Winkelgeschwindigkeit für den gesamten Abschlag ist $\bar{\omega} = 24,75 \text{ s}^{-1}$.

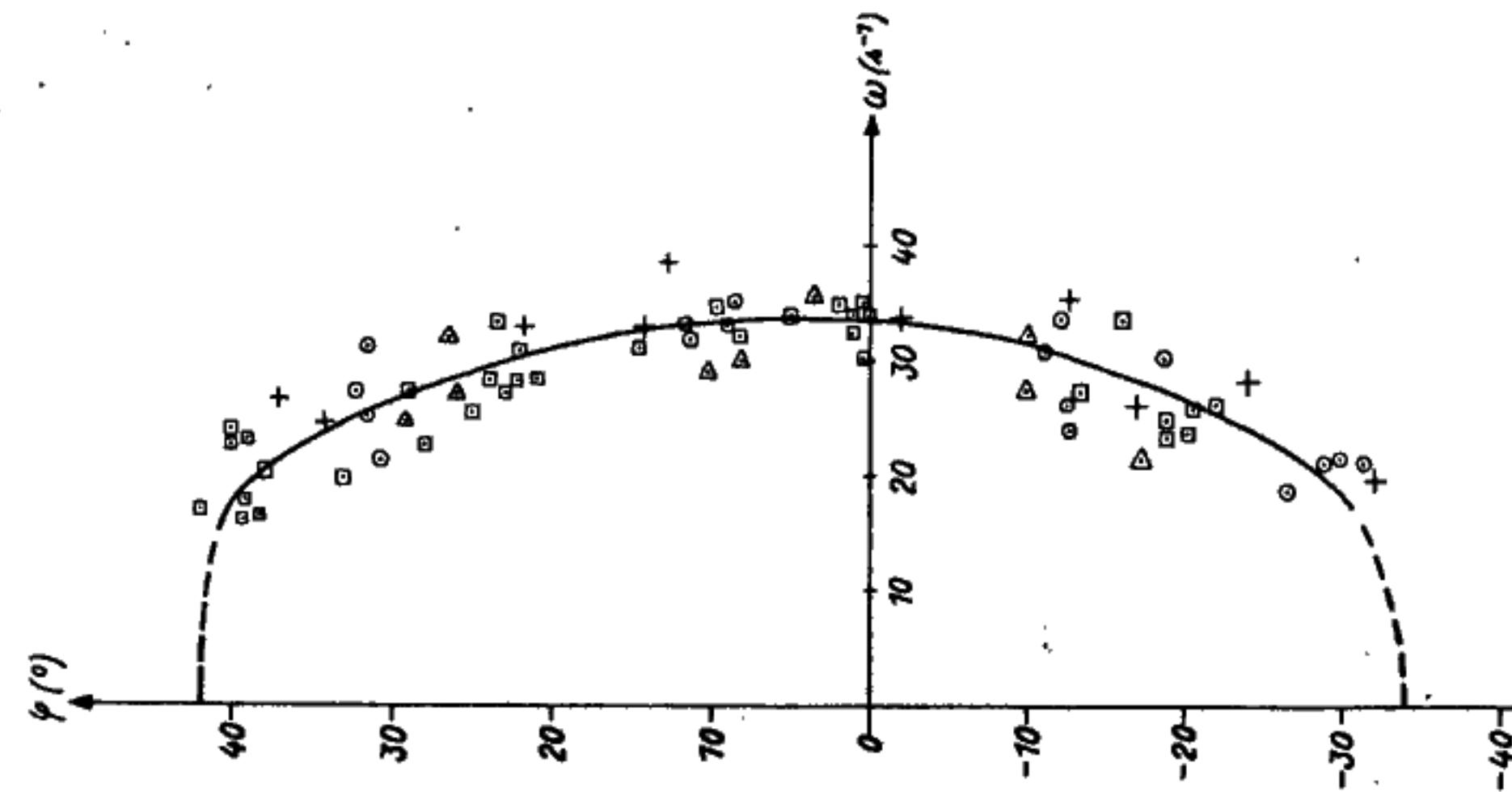


Abb. 5. Winkelgeschwindigkeit des Flügels im Abschlag, s. Text

Tabelle 2. Flügelgrößen

	Abschlagsstellung	Aufschlagsstellung
Fläche eines Flügels (cm ²)	Variationsbreite Mittelwert Streuung	67,41–80,10 73,02 3,94
Flügellänge (cm)	Variationsbreite Mittelwert Streuung	19,3–20,9 19,9 0,6
		16,3–17,9 17,0 0,5

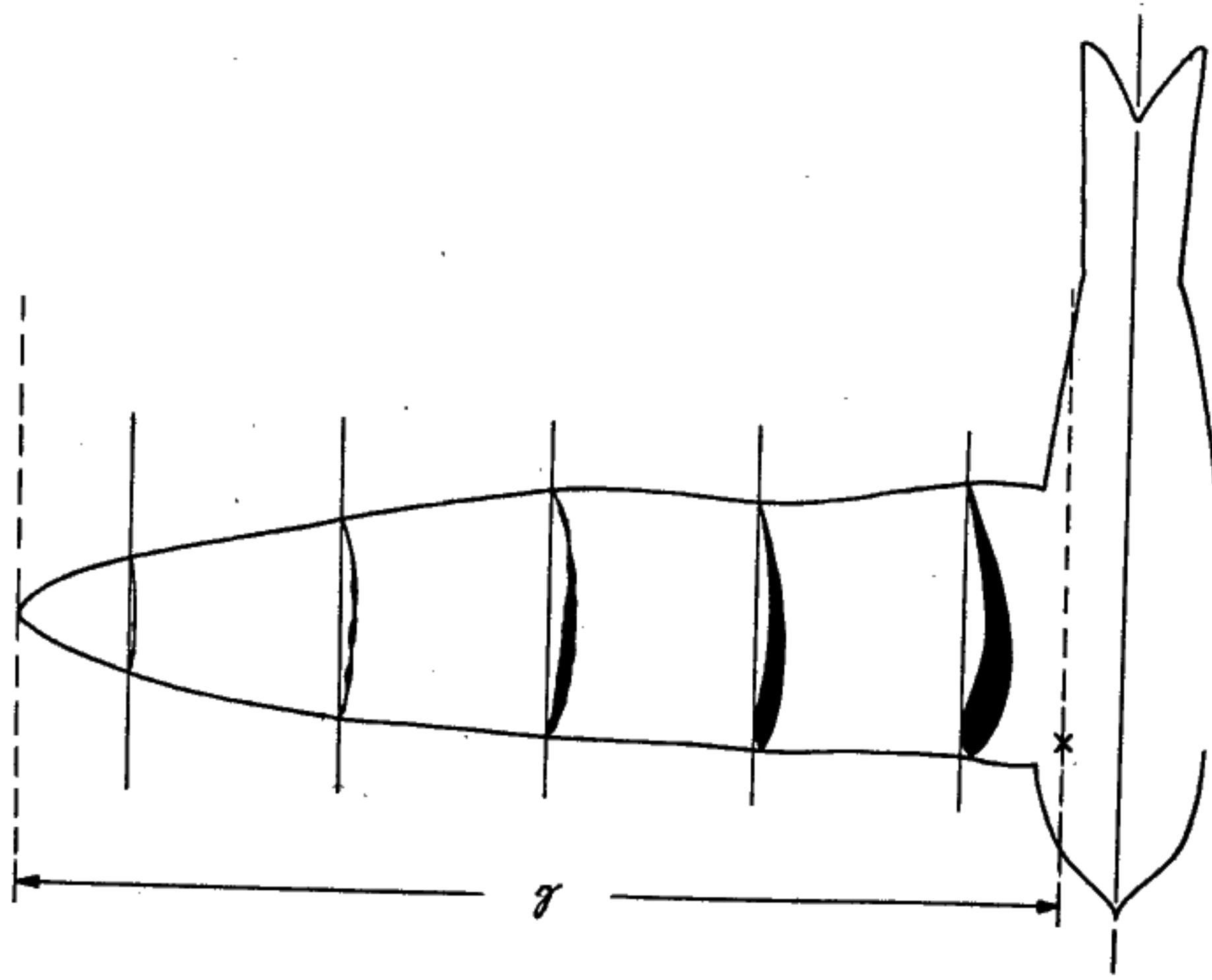


Abb. 6a. Flügelumrisse und Flügelprofile: Abschlagsstellung

Tabelle 3. Relative geometrische Größen der Flügelprofile des Mauerseglers und der Göttinger Vergleichsprofile

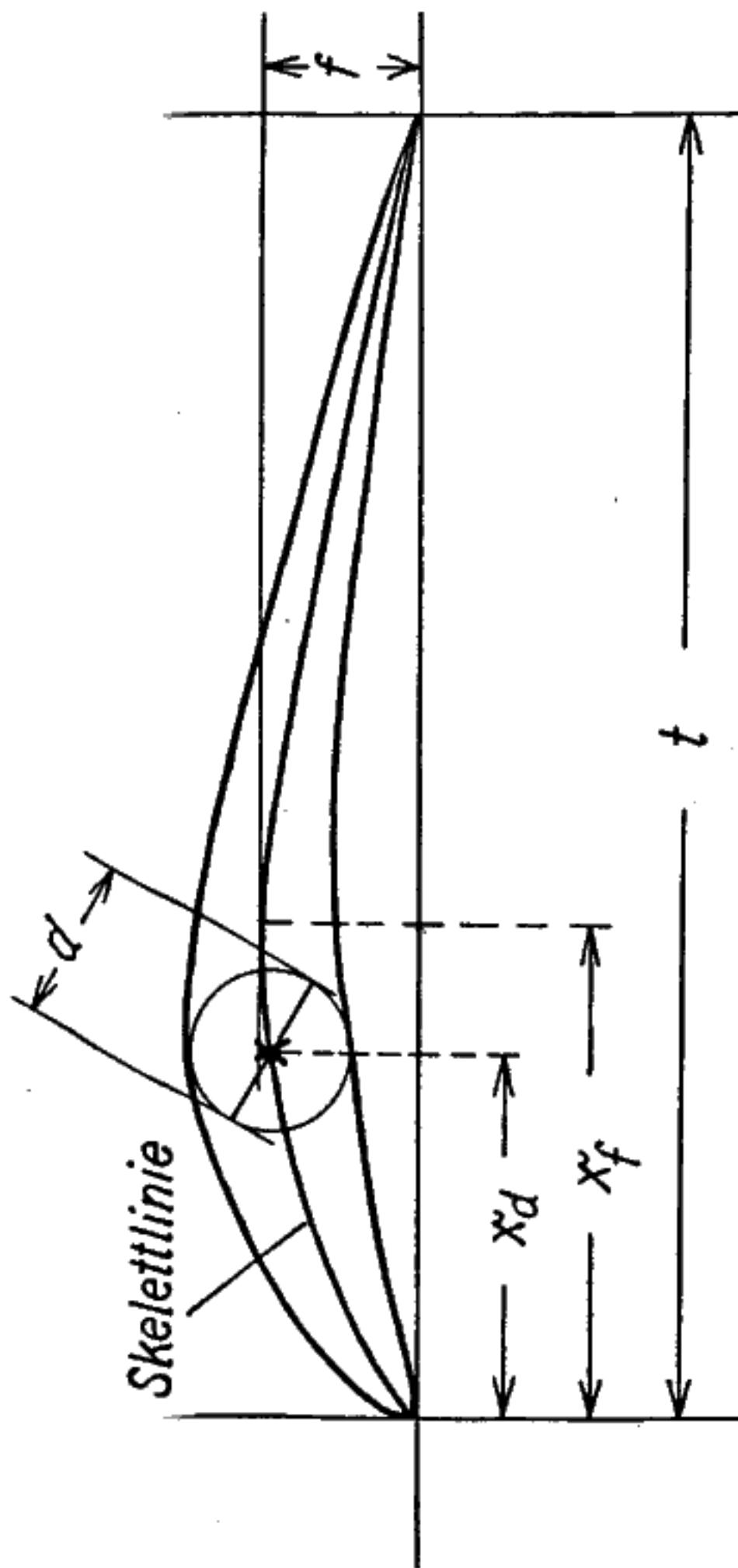


Abb. 6b. Flügelumrisse und Flügelprofile; Aufschlags- und Gleitflugstellung

Für die Rechnung werden folgende Werte verwendet:

Abschlag: Gesamtflügelfläche $F = 0,0146 \text{ m}^2$; Flügellänge $l = 0,199 \text{ m}$; Aufschlag, Gleitflug: $F_1 = 0,0113 \text{ m}^2$; $l_1 = 0,17 \text{ m}$.

b^2 Die Flügelstreckung ist $A = \frac{F}{F_1}$. Dabei ist die Spannweite b gleich der doppelten Flügellänge plus Abstand der Schultergelenke (im Mittel 0,02 m). Der Wert von A ist für die Abschlagsstellung ≈ 12 , für die Aufschlagsstellung $\approx 11,5$.

Flügelprofile: Sie müssen genauer betrachtet werden, da Luftkraftmessungen am Flügel selbst nicht vorliegen, aus denen die Beiwerte für Flügelauftrieb (c_a) und Flügelwiderstand (c_w) erhalten werden. Man kann aber auch wieder den Weg beschreiten, aus dem Vergleich der Flügelquerschnitte mit ausgemessenen technischen Flügelprofilen die Beiwerte für die Rechnung näherungsweise zu erschließen. Die Flügelquerschnitte wurden an je zwei Flügeln für die Abschlagsstellung und die Gleitflugstellung aufgenommen, und zwar bei 10%, 30%, 50%, 70% und 90% der Flügellänge vom Schultergelenk an gerechnet (Abb. 6). Die aufgespannten Flügel wurden in Paraffin eingebettet und an den markierten Stellen zersägt. Die Schnitte wurden über Photographien aufgemessen. NACHTIGALL (1966) hat gegen dieses Verfahren berechtigte Einwände erhoben. Es lässt

Profil	relative Wölbung f/t	relative Dicke d/t	Wölbungs- rücklage x_f/t	Dicken- rücklage x_d/t
0,1 l	0,134	0,147	0,380	0,175
0,1 l*	0,091	0,145	0,360	0,180
0,3 l	0,110	0,096	0,400	0,226
0,3 l*	0,079	0,095	0,265	0,235
0,5 l	0,077	0,049	0,500	0,223
0,7 l	0,070	0,039	0,510	—
0,9 l	0,035	0,010	0,490	—
<hr/>				
Göttinger Profil- e und Gleit- flugstellungs- abmessungen				
0,1 l ₁	0,078	0,118	0,360	0,220
0,3 l ₁	0,070	0,106	0,470	0,230
0,5 l ₁	0,045	0,081	0,440	0,250
<hr/>				
Kreisbogen- platte				
368	0,050	0,015	0,500	—
685	0,050	0,080	0,325	0,150
	0,073	0,130	0,400	0,250

* Nach den Untersuchungen NACHTIGALLS (1966) geht die Wölbung der proximalen Profile bei Anströmung erheblich zurück. Es wurde daher bei diesem Profil die Sehne (um den vorderen Berührungs punkt als Drehpunkt) hinten um 10° nach oben gedreht und das Profil unter Beibehaltung der Form des Nasenteils und der Dicke auf die neue Profil sehne umgezeichnet.

sich dabei nicht vermeiden, daß die proximalen Flügelabschnitte vor allem im Nasenteil deformiert werden. Deshalb wurde von einer Bestimmung des Nasenradius abgesehen. Eine gewisse Veränderung der Profildicke ist ebenfalls nicht sicher auszuschließen. Die Profilform bleibt aber im ganzen ziemlich gut erhalten. Große Unterschiede zwischen den beiden Flügeln der gleichen Stellung traten nicht auf. Aus den Profilaufmessungen wurden die geometrischen Kenngrößen bestimmt und aus dem Mittelwert dieser Größen von beiden Flügeln ein ausgleichenes Profil unter Vernachlässigung der Oberflächenstrukturen für die be treffende Flügelstelle gezeichnet. Diesem Seglerprofilen werden ähnliche Göttinger Profile (PRANDTL 1935; PRANDTL und BETZ 1932, 1935; SCHMITZ 1952) zum Vergleich gegenübergestellt (Abb. 7).

Ähnlichkeiten ergeben sich zwischen folgenden Profilen:

- a) Abschlagsstellung: 0,1 I^* und 431 (Wölbungs- und Dickenrücklage sind beim Segler kleiner)
 0,3 I^* und 723 (Wölbungsrücklage ist beim Segler kleiner)
 0,5 I und 499,558 (Das Seglerprofil ist etwas dünner)
 0,7 I und 370, 396, 451, Kreisbogenplatte
 0,9 I und Kreisbogenplatte
- b) Aufschlags- und Gleitflugstellung 0,1 I_1 und 368,685
 0,3 I_1 und 723
 0,5 I_1 und 558

Gegenüber denen des voll entfalteten Flügels sind die proximalen Profile in der Aufschlagsstellung flacher. Die distalen sind in der Aufschlagsstellung nahezu ebene Platten.

Die aerodynamischen Eigenschaften der Vergleichsprofile ergeben sich aus ihren Polardiagrammen. In Abb. 8 ist nur der Verlauf von c_a und c_w dargestellt, während der Anstellwinkel als Parameter nicht angegeben ist. Dieser läßt sich am fliegenden Vogel nicht feststellen. Es wird davon ausgegangen, daß die Flügel jeweils unter dem Anstellwinkel angeblasen werden, der zur Erreichung bestimmter Beiwerte erforderlich ist. Nur diese sind für die Rechnung wichtig. Die Kurven wurden durch Umrechnung der Göttinger Meßergebnisse (PRANDTL 1935, PRANDTL und BETZ 1932, 1935) von der Flügelstreckung $A = 5$ auf $A = 11$ umrechnet. Unmittelbar lassen sich diese Werte jedoch nicht auf den Vogel anwenden, weil die Göttinger Messungen bei einer Reynolds-Zahl $Re = 420000$ durchgeführt wurden. Beim Segler ist die mittlere Flügeltiefe (Abschlagsstellung)

$$\frac{F}{t_m} = \frac{2I}{2I} \approx 37 \text{ cm. Im Bereich der Anblasgeschwindigkeiten } 10 \text{ m} \cdot s^{-1} < w < 30 \text{ m} \cdot s^{-1} \text{ liegt die Reynolds-Zahl zwischen}$$

$$25000 \text{ und } 110000 \left[Re = \frac{w \cdot t_m}{\nu} \approx w \text{ (in m} \cdot s^{-1}\text{)} \cdot t_m \text{ (in mm)} \cdot 70 \right].$$

Für die gewölbte Platte 417a und die ebene Platte ist das Polardiagramm für zwei Re-Zahlen abgebildet. Neben die Göttinger Messung wurden die Ergebnisse

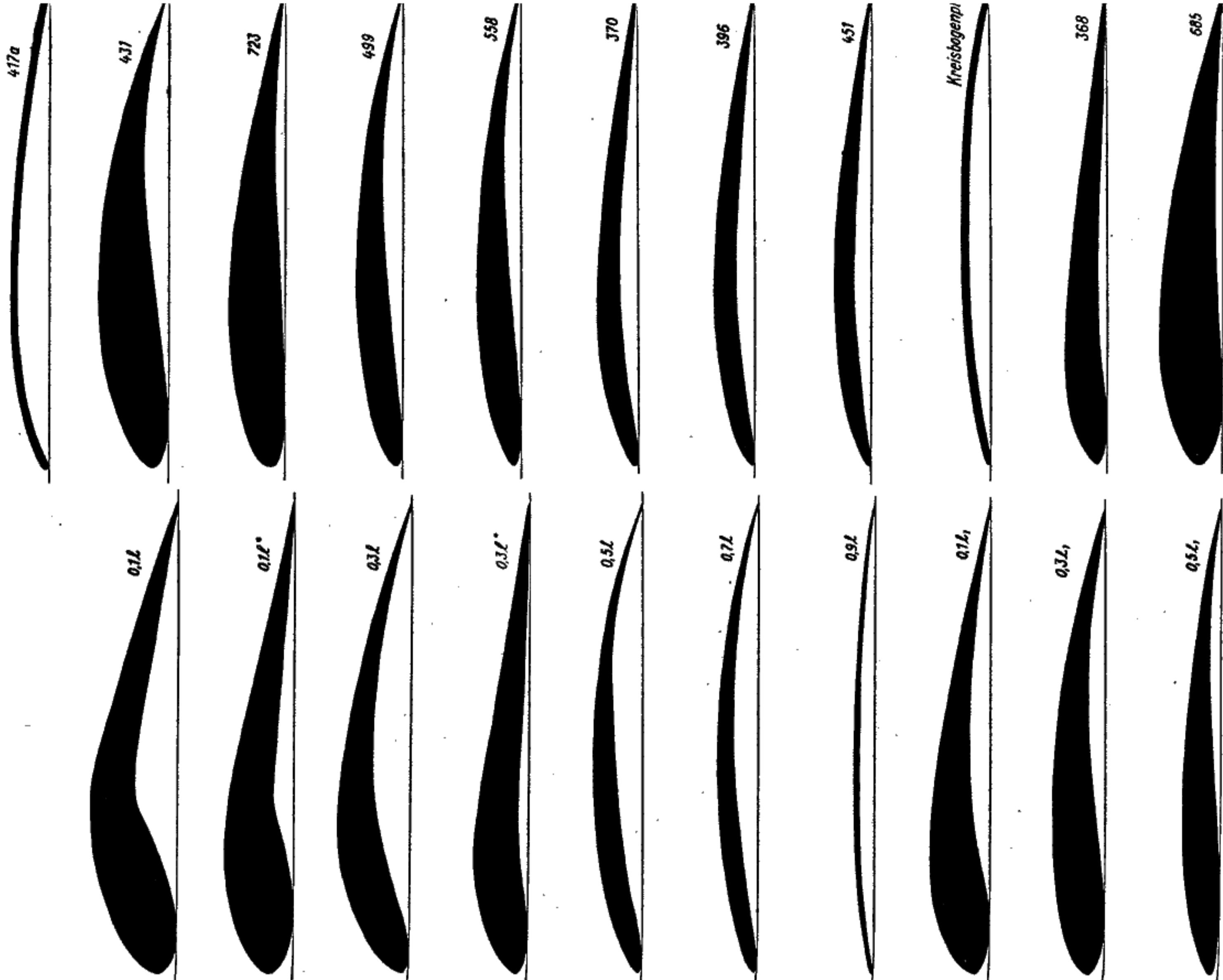


Abb. 7. Flügelprofile des Mauerseglers (linke Reihe) und Göttinger Profile (rechte Reihe). Vgl. Tabelle 3

von SCHMITZ (1952) bei $Re = 42000$ gestellt. In beiden Fällen zeigt sich eine gleichsinnige Veränderung: Bei der kleineren Re-Zahl ist der Widerstand bei geringem Auftrieb kleiner, bei großem Auftrieb größer als bei der Göttinger Messung. Der Maximalauftrieb ist bei der kleineren Re-Zahl geringer. Die Verschlechterung der Flügeigenschaften ist im ganzen nicht sehr groß. Dies gilt nach SCHMITZ (1952, 1953) aber nur für dünne Profile. Dicke und rundnasige Profile verschlechtern sich bei kleineren Re-Zahlen stark. SCHMITZ zeigte aber auch, daß dies weitgehend verhindert werden kann, wenn die Grenzschicht durch geeignete Mittel turbulent gemacht wird. Ein solcher Turbulenzgeber ist z.B. eine spitze Profilnase. Auch Oberflächenrauhigkeit, die durch die Federstrukturen entsteht, kann in gleicher Weise wirken. Es wird daher angenommen, daß auch die dickeren proximalen Flügelschnitte des Seglers nur eine geringfügige Verschlechterung bei kleinen Re-Zahlen ergeben, wie es für 417a und die ebene Platte gezeigt worden ist. Wenn deswegen vielleicht mit zu guten Flügelbeiwerten gerechnet wird, so ist das kein Schaden, denn die resultierende Flugleistung ist dann eher zu klein, aber niemals zu groß.

Wenn man die aerodynamischen Eigenschaften des Seglerflügels nach den Polardiagrammen der Vergleichsprofile (mit den erörterten kleinen Re-abhängigen Veränderungen) beurteilt, so ergeben sich Unterschiede für Abschlags- und Aufschlags-(Gleitflug-)Stellung. Der voll entfaltete Flügel wäre am besten bei mittleren c_a -Werten (um 0,5), wo c_w ein Minimum erreicht [431, 499, 558, 370, 396, 451, Kreisbogenplatte] oder noch sehr klein ist [723]. In der Aufschlagsstellung bleibt auch bei kleinem c_a der Widerstand sehr klein [368, 685, 723, ebene Platte].

Gewichte: Zur Verfügung standen die Gewichte von 98 frischtoten adulten Tieren (58 ♂♂, 40 ♀♀)*. Bei 8 Tieren wurde das Frischgewicht des M. pectoralis und des M. supracoracoideus bestimmt.

Tabelle 4. Gewichte

	Variationsbreite	Mittelwert	Streuung
Gesamtgewicht (p)	37,6–50	43,1	2,7
Pectoralisgewicht	16,0–20,4	17,5	1,5
Gesamtgewicht	10,1–13,2	11,6	1,1
Supracoracoideusgewicht	1,00		
Pectoralisgewicht			

Zwischen den Mittelwerten der Gewichte von ♂♂ und ♀♀ besteht keine zu sichernde Differenz. Bei den Rechnungen wird das Gewicht $G = 0,043$ kp verwendet.

* 80 Angaben überließ mir Herr Dr. PECHOCKI (Halle/S.). Ich darf ihm an dieser Stelle für seine Unterstützung herzlich danken.

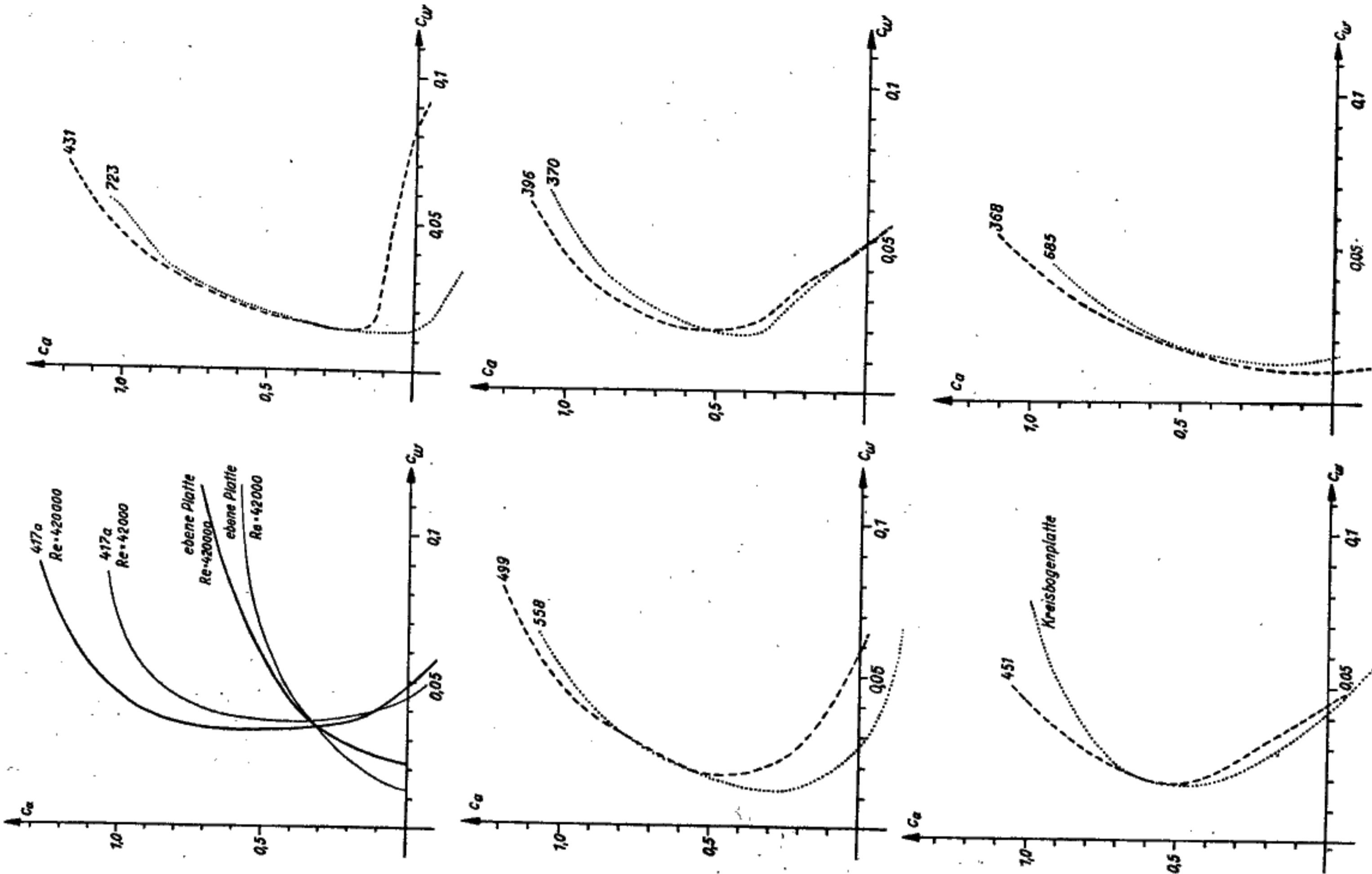


Abb. 8. Polardiagramme der Vergleichsprofile. Präsentierung o Tavv.

Kräfte und Leistung im unbeschleunigten Horizontalflug

Berechnet wird der oben als „Normalfall“ bezeichnete Flug mit $v = 16 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

Abschlag: Mit der Winkelgeschwindigkeit $\omega = 24,75 \text{ s}^{-1}$ erhält man für die Flügellänge $l = 0,199 \text{ m}$ die Schlaggeschwindigkeit $u_{(0,7)} = 3,45 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ und den Fortschrittswinkel $\gamma = 77,84^\circ$. Die Luftkraftbeiwerte sind $c_a = 0,4$; $c_w = 0,025$. Der angenommene Widerstandsbeiwert liegt etwa in der Mitte zwischen dem der Vergleichsprofile (s. S. 299) und dem der Platte 417a bei kleiner Re-Zahl.

Die Flügelgleitzahl $\frac{c_w}{c_a} = 1:16$ ist sehr günstig. Die Umfangskraft ist

$$U = 0,0969 \text{ kp}, \text{ der Schub } S = 0,0146 \text{ kp. Für den überstrichenen Schlagwinkel (von } +42^\circ \text{ bis } -34^\circ\text{) ist der mittlere Auftrieb } A = 0,0897 \text{ kp.}$$

Aufschlag: Auch beim Mauersegler erreicht der Armflügel die neue Abschlagsstellung etwas eher als der Handflügel (vgl. OEHME 1965, 1968a). Der Arm ist jedoch, verglichen mit anderen Vögeln, sehr kurz. Daher wird vereinfachend so gerechnet, daß der Flügel in Aufschlagsstellung (= Gleitflugstellung) den gesamten Schlagwinkel mit gleichbleibender Geschwindigkeit durchläuft. Da der Aufschlag 1,7 mal so lange währt wie der Abschlag, ergibt sich eine Winkelgeschwindigkeit $\omega_1 = 14,76 \text{ s}^{-1}$ und mit der Flügellänge $l_1 = 0,17 \text{ m}$ die Schlaggeschwindigkeit $u_{(0,7)} = 1,73 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ und der Winkel $\gamma_1 = 83,82^\circ$. Vernachlässigt man die geringen Schwankungen der Geschwindigkeit und der Höhe während des Schlagzyklus, so gilt bei dem Verhältnis von Abschlags- zu Aufschlagsdauer $1:1,7$ die Beziehung $2,7 G = A + 1,7 A_1$ (G = Gewicht, A = Auftrieb während des Abschlages, A_1 = Auftrieb während des Aufschlages). Man erhält den erforderlichen Auftrieb $A_1 = 0,0155 \text{ kp}$, wenn man dem Flügel im Aufschlag die Beiwerte $c_a = 0,095$ und $c_w = 0,025$ erteilt. Der Widerstandsbeiwert liegt wieder etwa in der Mitte zwischen dem der Vergleichsprofile und dem der Platte 417a bei $Re = 42000$. Mit dem Auftrieb A_1 ist ein Rücktrieb $R = 0,0064 \text{ kp}$ verbunden.

Rumpfwiderstand: In Analogie zur Gleichung für die vertikalen Kräfte gilt jetzt $S = 1,7 R + 2,7 W_R$ (S = Schub des Abschlages, R = Rücktrieb des Aufschlages, W_R = Rumpfwiderstand). Es ergibt sich $W_R = 0,014 \text{ kp}$. Faßt man den Rumpf als Drehkörper auf und berechnet den Beiwert c_{ws_p} des Widerstandes, bezogen auf die Fläche F_{sp} des Hauptspants, so erhält man bei einem größten Körperdurchmesser $d \approx 0,035 \text{ m}$ nach $W_R = c_{ws_p} \cdot F_{sp} \cdot \frac{v^2}{16}$ den Widerstandsbeiwert $c_{ws_p} = 0,091$. Göttinger Widerstandsmessungen an Stromlinienkörpern erbrachten für c_{ws_p} Werte um $0,045$ (PRANDTL 1923). Der Wert für den Seglerrumpf erscheint angemessen – wahrscheinlich ist er sogar noch zu gut –, denn einmal ist er kein glatter, völlig symmetrischer Stromlinienkörper, zum anderen wurde die Göttinger Messung wieder bei großen Re-Zahlen durchgeführt, und bei kleineren Re-Zahlen führen schon geringe Abweichungen von symmetrischer Anströmung zu merklich größeren Werten von c_{ws_p} (ALBRING 1966).

Die „aerodynamische Güte“ Widerstand Auftrieb wäre für den Segler nunmehr zu

$$\text{mittlerer Auftrieb} = \frac{A + 1,7 A_1}{\text{mittlerer Widerstand}} = \frac{2,7 W_R + 1,7 R}{S} = \frac{2,7 G}{S} = 7,93; \text{ ihr Kehrwert, die „Gleitzahl“, ist } 1:8. \text{ Die Leistung im Abschlag ist } N = U \cdot u_{(0,7)} = 0,3345 \text{ mkp} \cdot \text{s}^{-1} = 0,00446 \text{ PS; der Schubwirkungsgrad des Abschlages } \eta = \frac{S \cdot v}{N} = 0,698; \text{ die spezifische Leistung des Pectoralis beim Abschlag}$$

$$\frac{N}{0,175 G} = 44,44 \frac{\text{mkp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}} = 0,592 \text{ PS/kp.}$$

Diskussion

Die Luftkräfte im Abschlag: Bei der Rechnung wurde mit einer mittleren konstanten Winkelgeschwindigkeit gearbeitet. Wie wir gesehen haben (Abb. 5), ist dies in Wirklichkeit nicht so. Die Schlaggeschwindigkeit erreicht etwa in der Mitte des Abschlages ein Maximum; folglich erreichen auch dort Flügelauftrieb (A_{fl}) und Flügelwiderstand (W_{fl}) ihre höchsten Werte. Mit $u_{(0,7)}$ ändert sich auch der Fortschrittswinkel (γ). Er ist zu Anfang und Ende des Abschlages am größten, in der Mitte am kleinsten ($\frac{v}{u_{(0,7)}} = \tan \gamma$). Die Gleichung für Umfangskraft und Schub ($U = A_{fl} \sin \gamma + W_{fl} \cos \gamma; S = A_{fl} \cos \gamma - W_{fl} \sin \gamma$) zeigt, daß dann auch die Schubausbeute in der Mitte des Abschlages am größten ist. Der Auftrieb ändert sich relativ weniger, weil am Anfang und am Ende fast die gesamte erzeugte Luftkraft Umfangskraft ist, nach der Mitte zu aber ein immer größerer Anteil auf den Schub entfällt. Rechnet man Schub und Auftrieb entsprechend der Kurve (Abb. 5), so erhält man für mittleren Auftrieb und Schub für den gesamten Abschlag die gleichen Werte wie bei Benutzung der konstanten mittleren Schlaggeschwindigkeit. Dieser Zusammenhang ist in Abbildung 9 dargestellt.

Die Luftkräfte im Aufschlag: Hier wurde eine Vereinfachung benutzt, da Feinheiten der Aufschlagsbewegung zeitlich nicht genügend aufgelöst sind, um die Luftkräfte für Teilaufschläge getrennt zu berechnen. Man kann aber qualitativ aussagen, daß im ersten Teil des Aufschlages die erzeugte Luftkraft (und somit Auftrieb und Rücktrieb) kleiner, gegen Ende größer zu sein scheint als im Durchschnitt, da der Flügel zu Beginn des Aufschlages stärker gefaltet und gegen Ende immer mehr gestreckt wird.

Übergänge zwischen Ab- und Aufschlag: Die Sprungstellen, wie sie die Kurven der Abbildung 9 für die mittlere konstante Schlaggeschwindigkeit, aber auch für die veränderliche Schlaggeschwindigkeit des Abschlages zeigen, erscheinen unnatürlich. Die Übergänge werden ausgeglichener, wenn man bedenkt, daß die Flügelstellung an den Übergangsstellen sich ja in einem endlichen Zeitabschnitt ändert. Die entsprechenden Änderungen, die zu keiner Verschiebung des Kräftegleichgewichts führen, sind als unterbrochene Kurvenstücke in die Abbildung 9 eingefügt. Der Ausgleich Schub–Rücktrieb am Ende des Abschlages wird auch durch das Zurücknehmen des Handflügels in der Wirkungslinie des Rücktriebes

erleichtert. Lediglich der Übergang vom Rücktrieb zum Schub beim Wechsel Aufschlag-Abschlag bleibt hart, da Schub erst auftreten kann, wenn die Abschlagsbewegung beginnt. Ein allmählicher Übergang wäre hier dadurch zu ermöglichen, daß die Abschlagsbewegung langsamer eingeleitet und durch Anstellwinkeländerung (s. u.) die Luftkraft bei Abschlagsbeginn zuerst noch klein gehalten wird, also gewissermaßen die Verhältnisse des Aufschlages in den Anfang des Abschlages hineinreichen. Diese Möglichkeit ist nicht dargestellt worden.

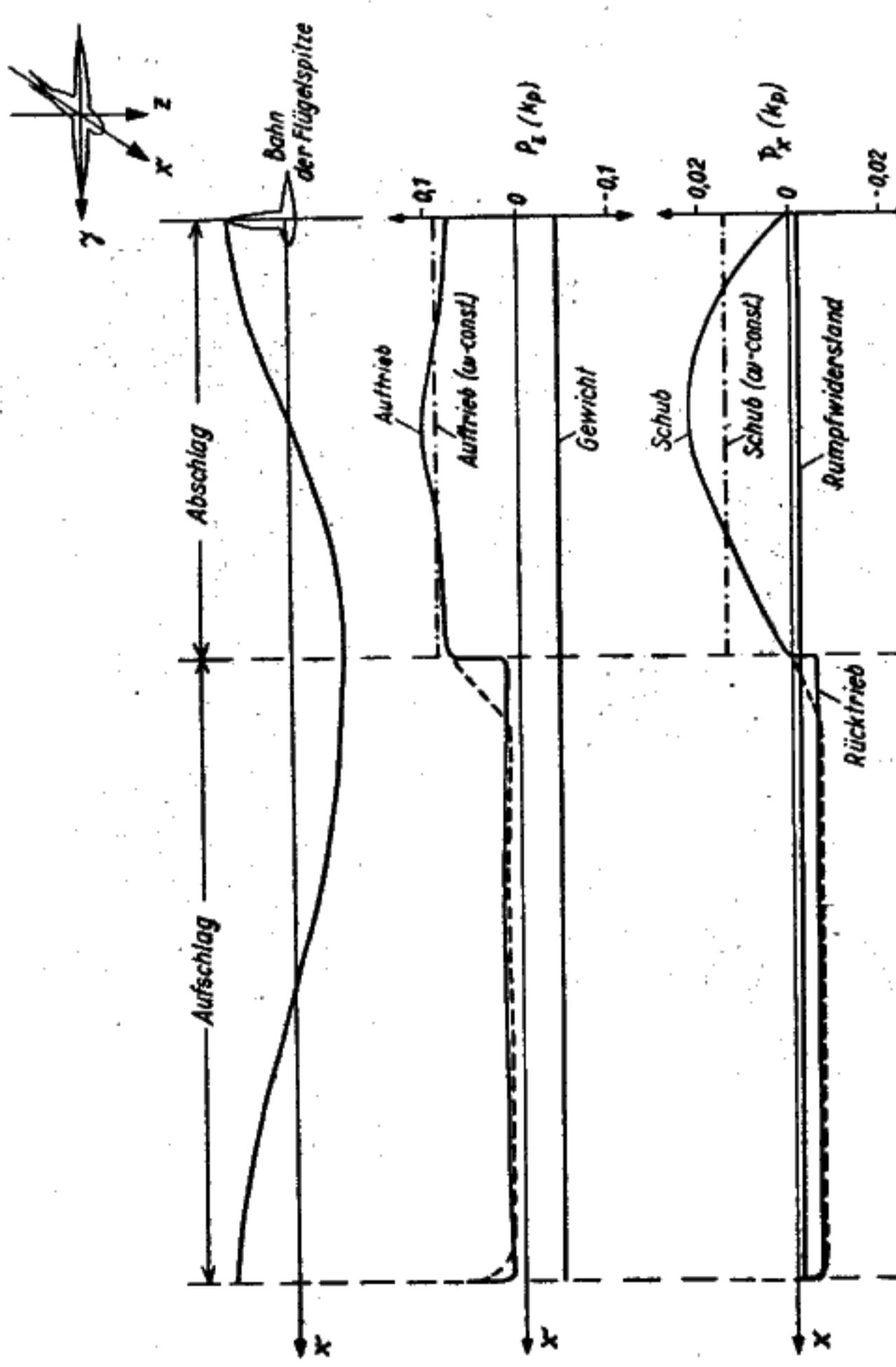


Abb. 9. Bahnkurve und Kräfte während des Schlagzyklus. x = Längsachse = Flugwindachse; y = Querachse; z = Hochachse = Wirkungslinie der Schwerkraft. P_x, P_z = Kräfte in Richtung der Achsen x und z . Weitere Erläuterung s. Text

Anstellwinkeländerungen: VON HOLST und KÜCHEMANN (1941) haben gezeigt, daß der Schlagschwingung des Flügels eine Drehschwingung überlagert ist. In den vorgeführten Modellbeispielen erreicht der Anstellwinkel gegenüber der jeweiligen Anblasrichtung ein Maximum in der Mitte des Abschlages, ein Minimum in der Mitte des Aufschlages. Die Anstellwinkeländerung kann, wie erwähnt, nicht gemessen werden. Überträgt man diese periodischen Anstellwinkeländerungen auf unser Schema, so ergeben sich folgende Änderungen: Bei den Kurven für Auftrieb und Schub tritt das Maximum in der Mitte des Abschlages noch stärker hervor. Die Auftriebwerte zu Beginn und Ende des Abschlages liegen niedriger, die Schubkurve verläuft an diesen Stellen flacher. Im Aufschlag sind Auftrieb und Rücktrieb zu Anfang und Ende größer als in der Mitte. An der Größe des durchschnittlichen Auftriebes und Schubs bzw. Rücktriebes der distale Flügelteil „positiven“ Auftrieb liefert, so daß der Gesamtauftrieb gleich

winkel für die beiden Schlagphasen (c_a und c_w gleichbleibend) nichts ändern, aber die oben erörterten Übergänge würden so noch mehr ausgeglichen.

Die Wahl der Luftkraftbeiwerte: c_a und c_w des Flügels sind durch die Polar-diagramme erschlossen worden. Die Auswahl eines solchen Wertepaares für die Rechnung ist zunächst willkürlich. Es wurde nun bisher die Lösung vorgeführt, die den niedrigsten Leistungsaufwand und einen vernünftigen Wert für den Rumpfwiderstand ergibt. In Tabelle 5 sind damit Ergebnisse verglichen, die auf der Annahme gegründet sind, daß Auftrieb nur im Abschlag erzeugt wird. Dann gilt für diesen $A = 2,7 G$ und für den Aufschlag $U_1 = A_{R1} \sin \gamma_1 - W_{R1} \cos \gamma_1$

$$= 0 \text{ oder, anders geschrieben, } \frac{c_{w1}}{c_{a1}} = \tan \gamma_1.$$

Tabelle 5. Vergleich verschiedener Lösungen für den Horizontalflug

	Abschlag			Aufschlag			c_{ws_p}			
	c_a	c_w	U (kp)	A (kp)	S (kp)	c_{a1}	c_{w1}	U_1 (kp)	A_1 (kp)	R (kp)
I	0,4	0,025	0,0969	0,0897	0,0146	0,335	0,095	0,025	0,0168	0,0155
II	0,52	0,025	0,1256	0,1163	0,0208	0,433	0,027	0,025	0	0,0046
III	0,52	0,025	0,1256	0,1163	0,0208	0,433	0,022	0,020	0	0,0036
IV	0,52	0,035	0,1260	0,1168	0,0181	0,434	0,027	0,025	0	0,0046
										0,264

I ist die bisher besprochene Lösung. In II und III wurden für den Abschlag günstige c_w -Werte gewählt, wie sie den der Lösung I zugrunde gelegten Polaren entsprechen. In IV wurde ein schlechterer Widerstandswert eingesetzt, wie er etwa durch 417a ($Re = 42000$) angegeben ist. In II und IV wurden für den Aufschlag die der Lösung I entsprechenden Widerstandsbeiwerte für $c_{a1} \approx 0$ benutzt, in III ein absichtlich zu niedriger Widerstand verwendet. Die Geschwindigkeiten des Vogels (v) und des Flügels ($v_{(0,1)}$; $u_{(0,1)}$) sind die gleichen wie bei I. Sowohl hinsichtlich der Leistung als auch des Rumpfwiderstandes sind die Lösungen II-IV ungünstiger als I.

Unterstellt man einen für den gesamten Schlagzyklus gleichbleibenden Auftrieb, also $A = A_1 = G$, so zeigt sich, daß der erzeugte Schub viel zu klein wird. Eine Überschlagsrechnung für den Abschlag mit $c_a = 0,2$ und $c_w = 0,025$ (dieser Wert ist von vornherein zu günstig!) führt auf $S \approx 0,0043$ kp. Mit $c_{a1} = 0,265$ und $c_{w1} = 0,025$ wird im Aufschlag $R \approx 0,0097$. Da die Bedingung $S = 1,7 R + 2,7 W_k$ gilt, gibt es keine solche Lösung.

Schließlich ist noch die Möglichkeit zu untersuchen, daß der Aufschlag Vortrieb erzeugt. Diese Ansicht ist von VON HOLST (1943, 1953), LACK (1956) und OEHME (1959) vertreten worden. Nimmt man an, daß der Aufschlag spiegelbildlich zum Abschlag verläuft, so erhielte man zwar einen ebenso großen Schub, zugleich aber auch einen ebenso großen „Auftrieb nach unten“. Dieser Fall scheidet aus. Es bliebe der Ausweg, daß der proximale Flügelteil „positiven“, der distale Flügelteil „negativen“ Auftrieb liefert, so daß der Gesamtauftrieb gleich

Flügelseit' s nach oben in die neue Abschlagsstellung zu drehen. Um also 'den errechneten, vom Vogel genutzten Auftrieb zu erzielen, muß der c_{ai} -Wert etwas größer sein als angenommen wurde. Das bedeutet aber größeren Rücktrieb, der durch größeren Schub (\cong größere Leistung) oder durch Erniedrigung des Rumpfwiderstandes ausgeglichen werden müßte.

Nach dem bisher Gesagten spielt der M. supracoracoideus überhaupt keine Rolle bei der Flugbewegung. Alle Muskelarbeit in Ab- und Aufschlag wird vom Pectoralis geleistet. Der Supracoracoideus müßte aber wirksam werden, wenn im Aufschlag $U_1 = 0$ würde. Diese Möglichkeit war für den Normalflug abgelehnt worden. Beim Flug mit hoher Geschwindigkeit, bei dem der Aufschlag ja auch relativ schnell erfolgt, ist dies am vorteilhaftesten, weil hier minimaler Rücktrieb nötig ist, da sich ja der Beiwert für den Rumpfwiderstand sicher nicht wesentlich ändert. Da der Supracoracoideus nur etwa 11 bis 12 % der Masse des Pectoralis hat, wäre seine Rolle als zusätzlicher „Motor“ bei Höchstleistungen auch verständlich. Histologische Befunde an den Flugmuskeln von *Apus affinis* (GEORGE und BERGER 1966) weisen in die gleiche Richtung; der Supracoracoideus hat prozentual mehr breite und glykogenreiche Muskelfasern als der Pectoralis (vgl. OEHME 1968b). Hier müssen histochemische und physiologische Untersuchungen weiterführen.

Überhaupt erfordert die einmal mehr festgestellte hohe Flugleistung der Vögel eine entsprechende Bearbeitung ihrer Flugmuskeln. Man muß erwarten, daß die Leistungsfähigkeit des Enzymapparates höher ist als beim Säugetier und daß vor allem die ATP-ase-Aktivität der kontraktilen Proteine diejenige anderer Wirbeltiere erheblich übertrifft. So entspräche der normalen (mechanischen) Abschlagsleistung (0,592 PS/kp) eine ATP-Spaltungsrate $\approx 10,4 \mu\text{Mol} \cdot \text{p}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$ und dies rund 7 mal pro Sekunde bei einer Kontraktionsdauer von rund $\frac{1}{20}$ s (vgl. OEHME 1968b).

Hier sei noch eine Überprüfung der errechneten Leistungsbilanz unter ernährungsphysiologischen Gesichtspunkten angeschlossen. Für den Kraftflug mit $v = 16 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ergibt sich eine mittlere Leistung $\bar{N} = \frac{N}{2,7} = 0,123 \text{ mkp} \cdot \text{s}^{-1}$. In einer Stunde werden daher 442 mkp = 1,04 Kcal an mechanischer Arbeit aufgebracht. Setzt man den Energiegehalt der Nahrung mit 2,4 Kcal/p fest (Kalorienwert der Mehlwürmer nach GROEBBELS 1932), so erhält man für 18 Stunden Flugzeit bei einem angenommenen Wirkungsgrad der Muskeln von 25 % einen Nahrungsbedarf von 32 p. Man darf weiter ansetzen, daß von den 18 Stunden reiner Flugzeit etwa $\frac{2}{3}$ auf den Kraftflug entfallen, der Rest auf Gleit- und Segelflug. Dann wird die Flugleistung von einem Nahrungsbedarf von 21 p gedeckt. Für den Grundumsatz sind keine Werte bekannt. Nach Angaben bei KING und FARNER (1961) kann man ihn für einen 40 p schweren Vogel mit 10 bis 15 kcal/24 h annehmen. Setzen wir für Grundumsatz und Nachtflugleistungen je 15 kcal/24 h, so erhalten wir einen Gesamtnahrungsbedarf von 33,5 p ($\approx 78\%$ des Körpergewichts) pro Tag. Dieser Wert erscheint angemessen, wenn man den Nahrungsbedarf anderer Vögel mit ihm vergleicht. So beträgt der tägliche Nah-

Null wäre. Dann lieferte der proximale Flügelabschnitt Rücktrieb, der distale Schub, und beide sollten sich ebenfalls aufheben; es könnte auch ein kleiner Schubüberschuß entstehen. Durch geeignete Flügelstellung – der distale Flügelteil muß dann von der „verkehrten“ Seite wie beim Rütteln (S. 289) angeblasen werden – ließe sich das prinzipiell erreichen. Wir hätten dann, was die Auftriebsverteilung anbetrifft, die gleichen Verhältnisse wie im den Beispielen II–IV der Tabelle 5, der Rücktrieb im Aufschlag wäre jedoch gleich Null. Das führt zu einem sehr großen Rumpfwiderstand, wenn man die anderen Größen als gegeben ansieht. Außerdem wäre eine zusätzliche Leistung erforderlich, um den Schub im Aufschlag zu erzeugen. Gegen ein solches Flugverfahren spricht noch, daß die Flügel nach hinten gestreckt und nicht gestreckt nach oben geführt werden, wie es für Schuberzeugung günstig wäre. Auch ist die geringe Winkelgeschwindigkeit des Aufschlages bei einer angestrebten Schuberzeugung fehl am Platze. Aber auch bei größerer Fluggeschwindigkeit, wo die Zeiten für Ab- und Aufschlag nahezu gleich groß werden, wird die Aufschlagsbewegung so ausgeführt (Abwinkeln der Hand), daß eine Schuberzeugung recht unwahrscheinlich ist (vgl. Abb. 4).

Flugleistung und aerodynamische Eigenschaften: Die Abschlagsleistung betrug $0,3345 \text{ mkp} \cdot \text{s}^{-1} = 0,00446 \text{ PS}$, die spezifische Leistung des M. pectoralis $0,592 \text{ PS}/\text{kp}$. Dieser Leistungswert ist über zwanzigmal so groß wie der, den BROWN (1961) annimmt ($0,027 \text{ PS}/\text{kp}$). Berücksichtigt man die veränderliche Schlaggeschwindigkeit, so wird die größte Leistung in der Mitte des Abschlages mit $0,467 \text{ mkp} \cdot \text{s}^{-1} = 0,00622 \text{ PS}$ erreicht. Die entsprechende spezifische Leistung des Pectoralis beträgt $0,826 \text{ PS}/\text{kp}$. Für den Flug mit hoher Geschwindigkeit ($v = 25 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$) ergibt sie sich zu $\approx 1,4 \text{ PS}/\text{kp}$.

Diese spezifische Leistung der Seglermuskeln liegt in derselben Größenordnung wie die anderer von mir untersuchter Vögel: Star, Amsel, Krähe (OEHME 1963, 1965). Die für diese Arten angegebenen Werte von 1,4 bzw. 1,2 PS/kp sind sicher etwas zu hoch. Durch Annahme besserer aerodynamischer Eigenschaften lassen sie sich bis auf 0,7 bis 0,8 PS/kp erniedrigen, aber nicht weiter.

Zugunsten einer Leistungsminderung wirkt sich noch das Gewicht der Flügel aus, aber der Gewinn ist gering. Ein Flügel wiegt etwa 5 p, der Schwerpunkt liegt bei 21 % der Flügellänge. Der effektive mittlere Hebelarm des Drehmoments beträgt $\approx 19,5\%$ der Flügellänge (unter Berücksichtigung des durchlaufenden Schlagwinkels). Damit wird das vom Flügelsenker aufzubringende Drehmoment und somit die Leistung um $\approx 3\%$ erniedrigt. Ebenso wirkt sich das Eigengewicht der Flügel im Aufschlag als geringe Erleichterung der Arbeit des Flügelsenkens aus. Er muß ja durch entsprechende Gegenspannung verhindern, daß die erzeugte Kraft U_1 den Flügel schnell nach oben dreht, denn dann wäre keine Auftriebserezeugung möglich, die dem Vogel zugute kommt. Die gegen dieses Drehmoment der im Aufschlag erzeugten Luftkraft geleistete Arbeit ist natürlich viel kleiner als die Abschlagsarbeit ($\approx 5\%$) und ist in den Rechnungen nicht berücksichtigt worden. Weiter ist noch etwas nicht berücksichtigt worden: Ein kleiner Teil der Kraft wird gebraucht, um den Flügel relativ langsam gegen die Spannung des

rungsbedarf nach BERNDT (1959) beim Austernfisch etwa 70%, bei Gras-mücken, Rotschwänzen und Meisen 80 bis 100%, bei der Rauchschwalbe 170% des Körpergewichts.

In den Rechnungen wurden mit Vorsatz möglichst gute aerodynamische Eigenschaften des Seglers angenommen, um möglichst niedrige Leistungswerte zu erhalten. Sie sollen nochmals vergleichend betrachtet werden. Beim Gleitflug mit $v = 10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ist der erforderliche Auftriebsbeiwert $c_a = 0,61$. Für die proximalen Flügelteile entspricht dem ein Widerstandsbeiwert $c_w \approx 0,03$. Da die distalen Flügelabschnitte als nahezu ebene Platten aber diesen hohen Auftrieb gar nicht erreichen - sie bringen schon bei $c_a \approx 0,3$ einen Widerstand $c_w > 0,03$ -, wird angenommen, daß die inneren Flügelteile mit $c_a > 0,61$, die äußeren mit $c_a \approx 0,2$ arbeiten. Dadurch muß auch für den proximalen Flügelteil ein größerer Widerstand angenommen werden. Es seien für den ganzen Flügel $c_a = 0,61$; $c_w = 0,035$. Das Verhältnis Gesamtwiderstand : Auftrieb wird somit $\frac{W_{\text{ges}}}{A} \approx \frac{W_{\text{ges}}}{G} = \frac{(c_w F_1 + c_{wsp} F_{sp}) v^2}{16G} = \epsilon \approx 1:14$. Mit dieser Gleitzahl ϵ erhält

man eine Sinkgeschwindigkeit $v_s \approx 0,7 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Das heißt, daß der Vogel schon bei einer Aufwindgeschwindigkeit $< 1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ohne Höhenverlust „gleiten“, d.h. segeln kann. Der Mauersegler tut dies auch, wobei er den „Hangaufwind“ an Häuserfronten und lokale Thermik ausnutzt. Gleitzahl und Sinkgeschwindigkeit dieses kleinen Vogels entsprechen den gleichen Werten, wie sie großen Segelvögeln, z.B. Möwen, zugeschrieben werden, und die Sinkgeschwindigkeit ist ebenso gering wie bei einem Segelflugzeug (SCHMITZ 1952). Diese guten Flugeigenschaften dürften für einen Vogel von der Größe des Seglers eine Spitzeneleistung darstellen.

Den Leistungsaufwand eines Motorflugzeuges beim Flug in Bodennähe kann man nach der folgenden Formel berechnen $\frac{N \cdot \eta}{G} \approx 4 \sqrt{\frac{\epsilon}{c_a}} \cdot \sqrt{\frac{G}{F}}$ (N = Motorleistung, G = Gewicht, F = Flüelfläche, η = Schubwirkungsgrad der Luftschaube, ϵ = Gleitzahl, c_a = Auftriebsbeiwert des Flügels). Wir wollen nun annehmen, der Mauersegler aus dem soeben angeführten Beispiel für den Gleitflug sei ein Flugmodell, in das ein Propellerantrieb eingebaut wird. Dabei soll alles andere unverändert bleiben, was allerdings bei einer praktischen Durchführung unmöglich wäre. Der Wirkungsgrad der Luftschaube sei $\eta = 0,85$. Es ergibt sich für den Ausdruck $\frac{N \cdot \eta}{G}$ der Wert $0,71 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$; die spezifische Leistung ist demnach $\frac{N}{G} \approx 0,84 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}} = 0,0112 \frac{\text{PS}}{\text{kp}}$. Das gilt für $v = 10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

Soll die Geschwindigkeit $v = 16 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ erreichen, die Gleitzahl ϵ und c_a aber beibehalten werden, so muß sich die Flüelfläche verringern. $\frac{G}{F}$ würde dann $10 \text{ kp} \cdot \text{m}^{-2}$ sein, und $\frac{N}{G} \approx 1,37 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$. Zum Vergleich seien die Werte eines Flugmodells angeführt. Es handelt sich um ein Segelflugmodell nach den Angaben bei SCHMITZ (1952), in das analog zu dem Seglermodell ein

Motor eingebaut sein soll: $\epsilon = 1:10$, $c_a = 0,5$, $v = 8 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$; $\frac{G}{F} = 2 \text{ kp} \cdot \text{m}^{-2}$, $\eta = 0,85$, $\frac{N}{G} = 0,94 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$. Ein Schwingenflugmodell von HOLSTS (VON HOLST und KÜCHEMANN 1941) hatte dagegen eine spezifische Leistung $\frac{N}{G} = 3,75 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$.

Für den Segler war eine mittlere Leistung $N = 0,123 \text{ mfp} \cdot \text{s}^{-1}$ errechnet worden; mit ihr ergibt sich eine spezifische Leistung $\bar{N} \approx 2,85 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$. Wollte man diese Größe \bar{N} auf einen Wert unter $2 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$ senken, so müßten die Widerstandsbeiwerte für den Flügel $c_w < 0,01$ und für den Rumpf c_{wsp} nahezu Null werden. Das ist jedoch unmöglich. Werte unter $1 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$ zu erreichen ist

erst recht ausgeschlossen. ALBRING (1966) nimmt aber solche niedrigen Leistungen bei fliegenden Tieren als gegeben an, weil er davon ausgeht, daß das Leistungsvermögen der Flugtiere dasselbe wie das des Menschen sei (maximal $1 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$, für Dauerleistungen 0,1 bis 0,3 $\frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$). Die Folge ist, daß für die Rauchschwalbe z.B. eine „Gleitzahl“ 1:30 erforderlich wird. Dieser Wert wird kaum von Leistungssegelflugzeugen erreicht und ist für kleine Flugtiere unmöglich, da selbst bei idealer Formgebung eine relative Widerstandsvergrößerung infolge der kleinen Reynolds-Zahlen zwangsläufig ist. Wie SCHMITZ (1952, 1953) gezeigt hat, sind rundnasige Flügelprofile ohne Turbulenzgeber im Re-Zahl-Bereich des Vogelfluges unbrauchbar (s. S. 298). Das gilt erst recht für Laminarprofile, wie sie im Flugzeugbau zur Erzielung sehr niedriger Flügelwiderstände verwendet werden. BROWN (1961) kommt, von der spezifischen Leistung des Muskels ausgehend, zu ähnlichen unmöglichen „Gleitzahlen“. Er setzt voraus, daß der Pectoralis bei Dauerbeanspruchung $0,027 \frac{\text{PS}}{\text{kp}} \approx 2 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$ leistet. Setzt man das Pectoralsgewicht gleich 18% des Gesamtgewichts, so ergibt sich bei gleicher Abschlags- und Aufschlagsdauer $\frac{N}{G} \approx 0,18 \frac{\text{mfp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$. Bei der Haustaube wird auf dieser Grundlage ein Verhältnis $\frac{\text{Widerstand}}{\text{Auftrieb}} \approx 1:35$, bei der Silbermöwe 1:50 errechnet.

Die Problematik der tierischen Flugleistung läßt sich aber wohl nicht dadurch lösen, daß man den Tieren ans Wunderbare grenzende aerodynamische Eigenschaften zuschreibt, nur um physiologische Leistungswerte verwenden zu können, die von einigen Säugetieren bekannt sind. Bei Insekten sind viel höhere Muskelleistungen festgestellt worden. So erhält man aus den Angaben WEIS-FOGH (1956) über den Energieumsatz der Heuschrecke *Schistocerca gregaria* im Horizontalflug ($\approx 80 \text{ kcal} \cdot \text{kp}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$) für den Wirkungsgrad 25% der Muskeln

eine spezifische Leistung $\bar{N} \approx 2,4 \frac{\text{m kp} \cdot \text{s}^{-1}}{\text{kp}}$. Das entspricht einer Leistung der Flügelsenker (9 % des Körpergewichts) von $\approx 0,35 \frac{\text{PS}}{\text{kp}}$. Bei dieser Überschlagsrechnung wurde allerdings der gesamte Energieumsatz der mechanischen Leistung gleichgesetzt. Nach JENSEN (1956) beträgt der Leistungswert maximal $0,25 \frac{\text{PS}}{\text{kp}}$. WEIS-FOGH (1961) gibt für Vögel spezifische Muskelleistungen bis $0,15 \frac{\text{PS}}{\text{kp}}$ an, während es aber für wahrscheinlich, daß die Werte tatsächlich höher liegen. Nach den Befunden PEARSONS (1953) ist bei rüttelenden Kolibris (*Archilochus colubris*) der Energieumsatz $\approx 390 \text{ kcal} \cdot \text{kp}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$. Dem entspräche eine spezifische Leistung der Flugmuskeln von $\approx 1 \frac{\text{PS}}{\text{kp}}$. Dieser Wert ist natürlich zu hoch, da ja nicht der gesamte Energieumsatz der mechanischen Flugleistung dient. Die Kräfteberechnung an einem anderen Kolibri (*Melanotrochilus fuscus*) führte für den gleichen Flugzustand auf eine spezifische Muskelleistung von $\approx 0,2 \frac{\text{PS}}{\text{kp}}$ (OEHME 1965). Schließlich haben PENNYCICK und PARKER (1966) auf der Grundlage von Festigkeitsuntersuchungen am Flügel der Haustaube bei diesem Vogel Werte für die spezifische Leistung des Pectoralis um $0,5 \frac{\text{PS}}{\text{kp}}$ gefunden.

Schluss

Wir haben im Verlauf der Erörterung des Seglerfluges gesehen, daß die Leistungen der fliegenden Tiere offensichtlich viel zu hoch sind, als daß sie mit Muskeln vollbracht werden können, die nicht mehr als die der Säugetiere leisten. Wir haben bemerkt, daß auch die physikalische Seite des Vogelfluges weitere Aufmerksamkeit verdient, weil bisher die Grenzen der aerodynamischen Qualitäten der Flugtiere offensichtlich viel zu weit gesteckt wurden. Das hier angewendete Verfahren kann zwar nur als Näherungslösung angesehen werden, ist aber genug genug, um Aussagen über die Größenordnung der Leistungen zu machen. Daher ist es zunächst ohne Belang, ob sich durch verbesserte Untersuchungsverfahren die spezifische Leistung des Seglerpectoralis bei dem hier bearbeiteten Flugzustand endgültig zu $0,4 \text{ PS/kp}$ oder $0,8 \text{ PS/kp}$ ergeben wird. Es zeigt sich aber die Notwendigkeit, die physiologischen Besonderheiten der Flugmuskeln genauer zu analysieren. Auf der anderen Seite bleibt die Forderung, Kinematik und Dynamik des Kraftfluges weiterer Arten zu untersuchen und dabei auch die aerodynamischen Kennwerte der Tiere experimentell zu gewinnen.

Zusammenfassung

Der unbeschleunigte Horizontalflug des Mauerseglers wird nach einem schon bei anderen Vögeln verwendeten Verfahren berechnet.

1. Die Grundlagen des Rechenverfahrens werden zusammenfassend dargestellt.
2. An Ausgangswerten sind erforderlich: Fluggeschwindigkeit, Winkelgeschwindigkeit des Flügels, Größe des Schlagwinkels, zeitlicher Verlauf der Schlagschwingung, Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte des Flügels, Abmessungen und Gewichte des Vogels. Diese Ausgangswerte und ihre Ermittlung werden dargestellt.
3. Für den Flug mit einer Geschwindigkeit von $16 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ als Normalfall werden die Luftkräfte in Ab- und Aufschlag (Auftrieb, Schub, Rücktrieb, Rumpfwiderstand) errechnet. Die Abschlagsleistung beträgt $0,3345 \text{ m kp} \cdot \text{s}^{-1}$, die durchschnittliche Flugleistung $0,123 \text{ m kp} \cdot \text{s}^{-1}$, die spezifische Leistung des Pectoralis beim Abschlag $\approx 0,59 \text{ PS/kp}$.
4. Die Abweichungen des tatsächlichen Ablaufs der Flügelbewegung von den in die Rechnung eingeführten Vereinfachungen werden diskutiert. Es wird gezeigt, daß sich die Kräfte- und Leistungsbilanzen nicht oder unwesentlich unterscheiden.
5. Verschiedene Möglichkeiten für die Wahl der verrechneten Luftkraftbeiwerte werden diskutiert. Es wird gezeigt, daß das vorgeführte Beispiel die niedrigste Flugleistung erfordert.
6. Die spezifische Muskelleistung wird im Zusammenhang mit den aerodynamischen Eigenschaften des fliegenden Tieres diskutiert. Es wird gezeigt, daß die Leistungsfähigkeit der Flugmuskeln viel größer sein muß als die der Säugetiere. Andernfalls müssen den Flugtieren aerodynamische Qualitäten zugeschrieben werden, die es nach aller Erfahrung nicht gibt. Die prinzipielle Richtigkeit der vorliegenden Rechnungen wird durch Abschätzung des täglichen Nahrungsbedarfs unterstrichen. Es wird auf stoffwechselphysiologische Befunde an anderen fliegenden Tieren hingewiesen (Insekten, Kolibris), die auf ähnlich hohe Muskelleistungen wie beim Mauersegler schließen lassen.

Summary

- The horizontal flight of the common swift (*Apus apus*) is calculated by a method already applied to other birds.
1. The fundamentals of the method of calculation are summarized.
 2. The following basic data are necessary: flight-speed, angular velocity of the wing, wing beat angle, temporal course of the wing-beat, coefficients for lift and drag of the wing, dimensions and weight of the bird.
 3. The aerodynamic forces (lift, forward thrust, drag) during downstroke and upstroke are calculated for a flight speed of $16 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. The power during downstroke is $0,3345 \text{ m kp} \cdot \text{s}^{-1}$, the average power of flight is $0,123 \text{ m kp} \cdot \text{s}^{-1}$, the power per weight unit of the pectoralis muscle during downstroke is about $0,59 \text{ PS} \cdot \text{kp}^{-1}$.
 4. Deviations of the real course of the wing movement from the reductions used in the calculation are discussed. The differences in the results of forces and power are shown to be not significant.

5. Several possibilities of choosing the coefficients for aerodynamic forces used in the calculations are discussed. It is pointed out that the lowest power is required by the calculated standard modulus of flight.
6. The power per weight unit of muscle is discussed with regard to the aerodynamic qualities of the flying animal. It is pointed out that the flight muscles of birds must be far more efficient than the mammalian muscle. Otherwise one must ascribe to flying animals such excellent aerodynamic qualities which do not exist. The fundamental accuracy of the calculations is demonstrated by estimating the daily food requirement of the bird. There are references to statements from researches on metabolism of insects and hummingbirds that allow to conclude high power per weight unit of muscle like in the swift.

Schriftenverzeichnis

- ALBRING, W., 1966, Angewandte Strömungslehre. 3. Aufl. Dresden.
- BERNDT, R., 1959, Ernährung. In: R. BERNDT und W. MEISSE (Hrsg.), Naturgeschichte der Vögel, 1. Band. Stuttgart.
- BROWN, R. H. J., 1961, Flight. In: A. J. MARSHALL (Hrsg.), Biology and comparative physiology of birds, Vol. 2. New York and London.
- GEORGE, J. G., and A. J. BERGER, 1966, Avian myology. New York and London.
- GROEBBELS, F., 1932, Der Vogel, Bd. 1. Berlin.
- HOLST, E. VON, 1943, Über „Künstliche Vögel“ als Mittel zum Studium des Vogelfluges. J. Orn. 91: 406-447.
- , 1953, Vogelflug. In: M. HARTMANN und H. BAUER, Allgemeine Biologie, 4. Aufl., p. 204-208. Stuttgart.
- , und D. KÜCHEMANN, 1941, Biologische und aerodynamische Probleme des Tierfluges. Naturw. 29: 348-362.
- JENSEN, M., 1956, Biology and physics of locust flight. III. The aerodynamics of locust flight. Phil. Trans. Roy. Soc. London, Ser. B, 239, 511-552.
- KING, J. R., and D. S. FARNER, 1961, Energy metabolism, thermoregulation and body temperature. In: A. J. MARSHALL (Hrsg.), Biology and comparative physiology of birds, Vol. 2. New York and London.
- LACK, D., 1956, Swifts in a Tower. London.
- NACHTIGALL, W., 1966, Profilmessungen am Taubenvögel. Z. vgl. Physiol. 52: 333-346.
- OEHME, H., 1959, Untersuchungen über Flug und Flügelbau von Kleinvögeln. J. Orn. 100: 363 bis 396.
- , 1963, Flug und Flügel von Star und Amsel. Biol. Zbl. 82: 413-454, 569-587.
- , 1965, Über den Kraftflug großer Vögel. Beitr. z. Vogelk. 11: 1-31.
- , 1968a, Der Kraftflug der Vögel. Vogelwelt 89: 20-42.
- , 1968b, Physiologische und morphologische Aspekte der Muskelleistung fliegender Tiere. Biol. Rundschau 6: (im Druck).
- PEARSON, O. P., 1953, The metabolism of hummingbirds. Scientific American 188: 69-72.
- PENNYCUCK, C. J., and G. A. PARKER, 1966, Structural limitations on the power output of the pigeon's flight muscles. J. Exp. Biol. 45: 489-498.
- PRANDTL, L. (Hrsg.), 1923, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, 2. Lieg. München u. Berlin.
- , (Hrsg.), 1935, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, 1. Lieg., 4. Auflage. München und Berlin.
- , und A. BETZ (Hrsg.), 1932, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, 4. Lieg. München und Berlin.

Anschrift des Verfassers: Dr. HANS OEHME, Zoologische Forschungsstelle im Berliner Tierpark, 1136 Berlin-Friedrichsfelde, Am Tierpark 41.

Verantwortlich für die Redaktion: Prof. Dr. H. Stubbe, Institut für Kulturpflanzenforschung der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin, 4325 Gatersleben, Bez. Halle. Für den Verlag: VEB Georg Thieme, 701 Leipzig, Hauptstraße 17-19, Ruf 2 1656-58. Für den Anzeigenteil: DEWAG-Werbung Leipzig, 701 Leipzig, Brühl 34-40, Ruf 2 9740. Zur Zeit gilt Anzeigenpreisliste Nr. 3. Satz und Druck: VEB Offizin Andersen Nexö, Leipzig III/18/38. Bindearbeiten: Buchbinderei Walter Kabitzsch, Leipzig - 571200. Printed in Germany. Veröffentlicht unter Liz.-Nr. 1081 vom Presseamt beim Vorsitzenden des Ministeriums der Deutschen Demokratischen Republik