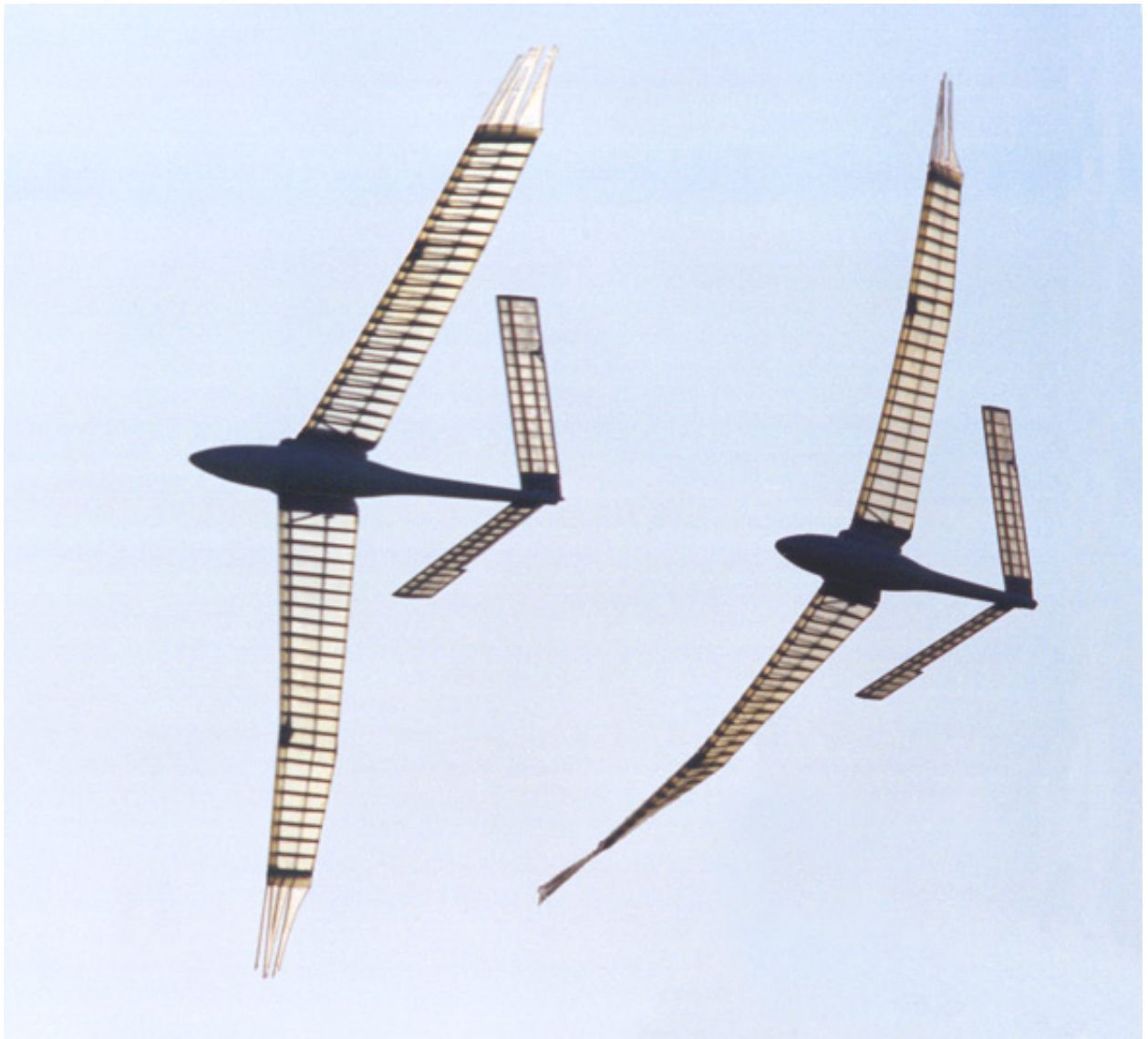


# Wie Ornithopter fliegen

Aerodynamik und Dynamik großer Schlagflügelmodelle



Horst Rübiger



Web-Version 6.3 (2011) von <http://www.ornithopter.de>  
für beidseitigen Druck

Copyright © 2001- 2011 by Horst Rübiger  
Alle Rechte liegen beim Verfasser:

Horst Rübiger  
Auf der Schanz 27  
90453 Nürnberg  
Germany

## **Zusammenfassung**

Wie erzeugt ein Ornithopter trotz wechselnder Flügelschlagrichtung Schub und Auftrieb? Die Antwort darauf wird hier aufbauend auf bekannte Forschungsergebnisse gegeben. Neben den aerodynamischen Eigenschaften von Auf- und Abschlag wird dabei auch die Dynamik des Schlagflügels berücksichtigt.

Die Zusammenhänge werden mit Hilfe von Gleichungen und Diagrammen beschrieben. Damit lassen sich eigene Berechnungen durchführen und Schlagflügel mit ihrem Antrieb gezielt entwickeln. Das Ganze ist mit nützlichen Hinweisen aus der Ornithopter-Modellflugpraxis angereichert.

## **Summary**

How does an ornithopter create thrust and lift – despite alternating flapping directions? The answer is hereby given based on well-known results of research. Apart from the aerodynamics of up- and downstroke the dynamics of the flapping wing is also taken into consideration.

The correlations are described by equations and diagrams. Own calculations are made possible helpful for a specified development of ornithopter models. Furthermore you will find useful tips of ornithopter models in practice.

## **Sommaire**

Comment un ornithoptère fournit-il poussée et portance en dépit de directions changeantes des battements ? La réponse là-dessus est donnée sur la base de résultats connus de la recherche. A côté des propriétés aérodynamiques des battements en élévation et en abattée, on examine aussi la dynamique de l'aile battante.

Les relations sont décrites par des équations et des diagrammes. On peut ainsi conduire des calculs appropriés et développer des modèles spécifiques d'ornithoptères. Le tout est accompagné d'indications utiles provenant de la pratique du vol de maquettes d'ornithoptères.

## **Samenvatting**

Hoe creëert een ornithopter aandrijving en lift – ongeacht de wisselende slagrichtingen tijdens de vlucht? Het antwoord wordt hier gegeven op basis van goed onderbouwde onderzoeksresultaten. Afgezien van de aërodynamica van de op- en neergaande vleugelslag wordt er tevens rekening gehouden met de dynamica van de slagvleugels.

De verbanden worden beschreven met behulp van vergelijkingen en diagrammen. De zelf ontwikkelde vergelijkingen maken een specifieke ontwikkeling van ornithoptermodellen mogelijk. Tevens zult u nuttige tips vinden voor het ontwikkelen van praktische ornithoptermodellen.



## Vorbemerkungen

Befasst man sich als Flugmodellbauer erstmals mit dem Schlagflügelflug, so ist es nahe-liegend sich zunächst die Frage zu stellen, wie die natürlichen Vorbilder das Flugproblem lösen. Die genaue Nachahmung des Vogelfluges stößt jedoch sehr schnell an technische Grenzen. Schon allein das Wunderwerk einer Vogelfeder lässt erahnen, welch unüber-windliche Hürden dabei zu überwinden wären. Neben solchen „Feinheiten“ lassen sich aber auch wesentliche, scheinbar sehr einfach anmutende Zusammenhänge, wie beispielsweise der Bewegungsablauf eines Vogelflügels in Schlagrichtung, gar nicht so einfach beschreiben. Darüber hinaus fehlen bisher auch noch technische Lösungen, diesen Ablauf genau nachbilden. Der Weg, einen flugfähigen Ornithopter nur über die reine Nachahmung der biologischen Vorbilder zu entwickeln, ist also sicher sehr beschwerlich.

Daneben gibt es bereits eine ganze Reihe Ornithopterkonstruktionen, die zwar das Schlag-flügelprinzip anwenden, aber nur mit einer einfachen, hautartigen Flügelbespannung arbeiten. Die Profilierung dieser „Flughaut“ längs des Flügels kann jedoch bisher nur sehr grob den Schlagflügelbedürfnissen angepasst werden. Dadurch sind die Verluste und damit auch die erforderliche Antriebsleistungen entsprechend hoch. Trotz teilweise beachtlicher Steigleistungen, steckt also auch diese Ornithopter-Entwicklungsrichtung noch in den Kinderschuhen.

In vorliegendem Buch wird nun das Schlagflügelproblem mal von einer ganz anderen Seite angegangen. Es wird ein einfacher, profilierter, gerader Schlagflügel aus rein technischer Sicht betrachtet. Beispielsweise wird der grundlegenden Frage nachgegangen, welche Bewegungen er ausführen muss, damit während der Schlagbewegung Auftrieb und Schub erzeugt werden, ohne dass die Flügelströmung abreißt. Insbesondere die Anwendung moderner aerodynamischer Berechnungsmöglichkeiten soll zu brauchbaren, wenn nicht gar zu optimalen Ergebnissen führen. Auch die Dynamik des Schlagflügels wird untersucht. Dabei werden Schlussfolgerungen zur Bewältigung oder gar Nutzung der dabei auftretenden Kräfte gezogen.

Trotz der stark vereinfachenden Betrachtungsweise bleibt das Schlagflügelthema vielschich-tig. Neben dem Schwerpunktthema Aerodynamik werden auch die Dynamik, die Technische Mechanik und die Bionik tangiert. Alle diese Fachgebiete verbindet die Mathematik. Es ist daher unumgänglich - und der eigentliche Sinn dieser Arbeit - einige Sachverhalte mit Gleichungen und Zahlen zu konkretisieren. Man muss beim Verstehen dieses Buches aber kein Mathematiker sein. Die Formeln sind relativ leicht verständlich. Man kann sie anwenden, auch wenn man nicht viel mehr als die vier Grundrechnungsarten und die Winkelfunktionen kennt. Außerdem werden die Zusammenhänge ausführlich beschrieben und das Verständnis durch zahlreiche Diagramme und Abbildungen unterstützt.

Das hier vorgestellte mathematische Modell eines Schlagflügels stellt aber nur eine grobe Annäherung an die Modellbauwirklichkeit dar. Es gilt nur unter quasistationären Bedingungen und ist auch noch nicht als „Stand der Technik“ anerkannt. Es muss sich erst noch bewähren. Viele Zusammenhänge am Schlagflügel sind noch unerforscht. Lässt man sich aber von dieser Einsicht nicht schrecken, so erhält man mit dem hier vorgestellten Rechenwerk schon recht plausible Ergebnisse, die sich durch Rückkopplung praktischer Versuchsergebnisse gezielt weiter entwickeln lassen.

Dieser rein technische Denkansatz verhindert nicht die Bewunderung der natürlichen Vorbilder. Im Gegenteil. Je mehr man sich mit der Materie befasst, umso staunender beobachtet man, wie Vögel auf wunderbare Weise physikalische Prinzipien und Vorteile nutzen. Außerdem erhält man durch die im Laufe der Zeit sich entwickelnde Beobachtungsgabe und von den Forschungsergebnissen aus der Biologie immer wieder neue Anregungen zu weiterführenden Ideen. Gerade die Verbindung von Natur und Technik macht ja das Ornithopterhobby so besonders reizvoll.

Die aufgezeigten Zusammenhänge und Zahlen bieten nach den bisherigen Erfahrungen eine gute Basis für den Bau von Ornithoptern. Sie können aber nur das Konstruktionsziel vorgeben. Viele Wege führen dort hin. Wohl kaum ein anderes Fachgebiet gewährt dem Konstrukteur - trotz aller Naturgesetze – noch soviel Freiraum, wie der Bau eines Ornithopters. Die Natur bietet dafür ungezählte Beispiele.

Die Fotodokumentation zeigt meine Ornithoptermodelle EV6 und EV7, praktische Anwendungen des hier vorgestellten Berechnungsverfahrens. Damit wurden zwischen 1983 und 1995 eine Reihe von Flügen mit unterschiedlichem Erfolg absolviert. Die Starts erfolgten entweder am Hang oder per Hochstart. Zwischen Gleit- und Kraftflug konnte mittels Fernsteuerung beliebig oft gewechselt werden. Die dabei aufgetretenen Flugprobleme werden hier nicht verschwiegen, sondern analysiert.

Wie groß die Übereinstimmung der Flugversuche mit den Vorgaben des Rechenmodells war, bleibt allerdings ungewiss. Trotz aller Bemühungen, Theorie und Praxis in Einklang zu bringen, wären für eine entsprechende Aussage erst noch genaue Messungen erforderlich. Die Beurteilungen des praktischen Flugverhaltens mit Hilfe dieser Theorie sind aber schon jetzt recht plausibel.

Anregungen und auch Kritik zum folgenden Buchinhalt sind dem Autor immer willkommen.

## **Danksagung**

Mein besonderer Dank gilt Jean-Louis Solignac in Versailles. Er hat das Handbuch ins Französische übersetzt und sich dabei mit Arbeitseifer und Ausdauer durch den vielschichtigen und manchmal unscharf dargestellten Stoff durchgearbeitet. Mit seiner freundschaftlichen und fachlichen Unterstützung, seinen vielen Hinweisen, Skizzen und Anregungen konnte ich etliche Fehler beheben und eine ganze Reihe von Verbesserungen vornehmen (deutsche Handbuch-Versionen 1.1 bis 6.2). Der dabei gepflegte Gedankenaustausch war sehr interessant und lehrreich für mich. Jean-Louis hat mit seiner Fachkenntnis als Aerodynamiker und mit seiner Erfahrung sehr viel zur Verbesserung des Handbuches beigetragen.

Jean-Louis Solignac, Maître de Recherche, war als stellvertretender Leiter der Abteilung "Grundlagen der Aerodynamik" in der Direktion Aerodynamik des nationalen französischen Forschungsunternehmens O.N.E.R.A. (Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales) tätig.

# Inhaltsverzeichnis

	Seite
1 Arbeitsprinzip des Schlagflügels .....	1-1
1.1 Kräfte am Tragflügel .....	1-1
1.2 Kraftkomponenten bei der Schlagbewegung .....	1-2
1.3 Abschlag .....	1-4
1.4 Aufschlag .....	1-4
1.5 Energiekreislauf des Schlagflügels .....	1-5
1.6 Weitere Aufschlagenergie-Verwendungsmöglichkeiten .....	1-7
1.7 Einbeziehung der Schlagflügelverluste .....	1-9
1.8 Vergleiche mit anderen aerodynamischen Maschinen .....	1-9
1.9 Vergleichbare Schuberzeugung beim Sport .....	1-12
1.10 Flugprinzipien .....	1-14
1.10.1 Fliegen mit dem Schub .....	1-14
1.10.2 Fliegen mit dem Auftrieb .....	1-14
1.10.3 Fliegen mit dem Auftriebsüberschuss .....	1-15
2 Variation der Zirkulationsverteilung .....	2-17
2.1 Zirkulation am Tragflügel .....	2-17
2.2 Auftriebsverteilung am Vogelflügel .....	2-18
2.3 Beschreibungen der Zirkulationsverteilung .....	2-20
2.4 Zirkulationsfaktor .....	2-26
2.5 Vortriebsverlauf .....	2-33
3 Induzierter Widerstand .....	3-34
3.1 Größe des induzierten Widerstands .....	3-34
3.2 Wirbelsystem des Schlagflügels .....	3-36
3.2.1 Darstellung von Wirbelsystemen am Tragflügel .....	3-36
3.2.2 Wirbelsystem des gestreckten Schlagflügels .....	3-38
3.2.3 Fächerwirkung .....	3-39
3.2.4 Wirbelsystem eines Insekts .....	3-40
3.2.5 Schlagflügel mit veränderlicher Zirkulation .....	3-41
3.2.6 Der Schubstrahl des Schlagflügels .....	3-43
3.2.7 Gesamtbild des Wirbelsystems .....	3-46
3.2.8 Abschätzung des instationären Widerstandanteils .....	3-48

	Seite
4 Beiwerte und Kennzahlen .....	4-49
4.1 Einfache Beiwerte .....	4-50
4.2 Verhältnis-Kennzahlen .....	4-53
4.2.1 Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl .....	4-53
4.2.2 Schub-Auftrieb-Kennzahl .....	4-54
4.2.3 Schlagmoment-Auftrieb-Kennzahl .....	4-55
4.2.4 Schlagmoment-Vortrieb-Kennzahl .....	4-55
4.2.5 Schlagmoment-Schub-Kennzahl .....	4-56
4.3 Wirkungsgrade .....	4-57
4.3.1 Schlagwirkungsgrad .....	4-57
4.3.2 Kraftflugwirkungsgrad .....	4-59
4.3.3 Antriebswirkungsgrad .....	4-60
5 Der Schlagflügel als Schwingflügel .....	5-61
5.1 Harmonische Schlagbewegung .....	5-61
5.2 Energieumwandlung .....	5-63
5.3 Endlagenfeder .....	5-64
5.4 Schlagflügel mit Kompensationsfeder und Antrieb .....	5-68
5.5 Kurbelantrieb .....	5-70
5.6 Ermittlung der Flügelmassenträgheit .....	5-71
5.7 Weitere Auswirkungen der Flügelmassenträgheit .....	5-73
6 Flügelparameter .....	6-75
6.1 Flügelumriss .....	6-75
6.2 Profilauswahl .....	6-76
6.3 Profil-Auftriebsgradient .....	6-80
6.4 Profil-Momentenbeiwert .....	6-81
6.5 Flügelverwindung .....	6-85
6.6 Flügelverdrehung beim Aufschlag .....	6-89
6.7 Flügelverdrehung beim Abs Schlag .....	6-92
6.8 Anstellwinkel-Überschwingung .....	6-94
6.9 Drehschlag .....	6-95
6.10 Böeneffekt .....	6-96
6.11 Beschleunigung der Nachlaufströmung .....	6-97
7 Gleitflugparameter .....	7-98
7.1 Gleitflug-Zirkulationskennzahl .....	7-98
7.2 Mittlerer Auftriebsbeiwert .....	7-99
7.3 Restwiderstand .....	7-99
7.4 Masse des Ornithopters .....	7-100

	Seite
8 Kraftflugparameter .....	8-101
8.1 Impuls und Kraftstoß .....	8-101
8.2 Schlagwinkel .....	8-101
8.3 Umfangsgeschwindigkeit .....	8-102
8.4 Dauer der Schlagperiode .....	8-104
8.5 Schlagzeitverhältnis .....	8-105
8.6 Fluggeschwindigkeit .....	8-107
8.7 Rumpf-Pendelbewegung .....	8-110
8.8 Neigung der Schlagebene .....	8-112
9 Kräftegleichgewichte .....	9-118
Anhang	
A Rechenmodelldaten .....	A-122
B Rechenbeispiel für die Flügelverwindung .....	B-132
C Verwendete Formelzeichen .....	C-139
D Rechenschema .....	D-145
D.1 Kraftflugrechnung .....	D-145
D.2 Numerische Integration .....	D-148
D.3 Numerisches Nullstellensuchverfahren .....	D-149
E Nutzung des Wirbelsystems beim Vogelzug .....	E-152
E.1 Der Ritt auf dem Schubstrahl .....	E-152
E.2 Nutzung des Aufwindes .....	E-155
E.3 Widerstandsminderung .....	E-159
Fotodokumentation .....	162
Literaturhinweise .....	177



# 1 Arbeitsprinzip des Schlagflügels

An einem Schlagflügel sind neben dem Auftrieb gleichzeitig auch Schub und Widerstand wirksam. Diese Kräfte beeinflussen sich gegenseitig und ändern sich außerdem während einer Schlagperiode zeitlich und räumlich. Dazu kommt, dass sich Auf- und Abschlagbewegung insbesondere auf den Schub gegensätzlich auswirken. Die Zusammenhänge sind also relativ kompliziert. Um das grundsätzliche Geschehen während einer Schlagperiode heraus zu finden, ist es zweckmäßig, sich erst einmal auf die einfachen Bedingungen eines geraden, ungepfeilten, langsam schlagenden Flügels zu beschränken.

Hier im ersten Kapitel werden zunächst, ausgehend von bekannten Gesetzmäßigkeiten des herkömmlichen Tragflügels, die Auswirkungen der Schlagbewegung auf den Schub abgeleitet. Außerdem wird der damit im Zusammenhang stehende Energiefluss betrachtet. Daraus folgt dann zwangsläufig das Arbeitsprinzip eines Schlagflügels unter quasistationären Bedingungen.

Auf die Kraftänderungen längs der Spannweite und im Verlauf einer Schlagperiode wird noch nicht eingegangen. Zur Erklärung des Arbeitsprinzips genügt es die Kräfte an einem Ort des Schlagflügels etwa in der Mitte der Flügelhalbspannweite und in Schlagmitte zu betrachten. Es ist in gleicher Weise längs des ganzen Flügels gültig.

## 1.1 Kräfte am Tragflügel

Zur Vereinbarung der hier verwendeten Bezeichnung wird zunächst ein Flügelort an einem klassischen, geraden Tragflügel betrachtet. Bei diesem gilt folgendes Vektorbild.

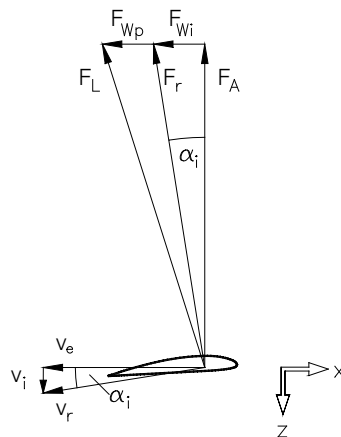


Bild 1.1 Kräfte und Geschwindigkeiten an einem Ort des Tragflügels

Alle Kräfte werden entsprechend dem „Internationalen Einheitssystem“ (SI) mit dem Formelzeichen „F“ bezeichnet. Dies steht im Gegensatz zu den Bezeichnungen, wie sie in der Aerodynamik bzw. im Flugmodellbau üblich sind. Dort wird z.B. für den Auftrieb einfach das Formelzeichen „A“ statt „ $F_A$ “ verwendet. Beim Schlagflügel gibt es nun sehr viele Vorgänge aus dem Fachgebiet der Dynamik. Dort gilt aber das internationale Einheitssystem. Um Überschneidungen zwischen den Bezeichnungssystemen zu vermeiden hat es sich bewährt, dem internationalen Einheitssystem mit den gesetzlichen Einheiten den Vorrang zu geben. Es wird hier aber versucht, die gängigen Bezeichnungen der Aerodynamik zumindest im Index erkennbar zu machen.

In vorstehendem Bild sind Kraft- und Geschwindigkeitsvektoren dargestellt. Für jede dieser Größen gilt zwar ein eigener Maßstab. Wichtig dabei ist aber, dass ihre Lage in gegenseitiger Beziehung zueinander steht. Die Vektoren der Auftriebskraft  $F_A$  und der effektiven Anströmgeschwindigkeit  $v_e$  stehen senkrecht

zueinander. Ebenso der induzierte Widerstand  $F_{wi}$  und die Abwindgeschwindigkeit  $v_i$ . Der Profilwiderstand liegt in der gleichen Richtung wie der induzierte Widerstand.

## 1.2 Kraftkomponenten bei der Schlagbewegung

Die aerodynamischen Vorgänge an den relativ langsam schlagenden Flügeln größerer Ornithoptermodelle entsprechen etwa denen am Tragflügel. Lediglich bei sehr hohen Schlagfrequenzen müsste man bei der Kraftermittlung die instationären Bedingungen rasch wechselnder Luftströmungen beachten.

Führt der Flügel eine Schlagbewegung aus, so ist am jeweiligen Betrachtungsort zusätzlich zur Flugeschwindigkeit  $v_x$  auch noch die Schlag- bzw. Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$  zu berücksichtigen. Beide Geschwindigkeiten zusammen ergeben die Bahngeschwindigkeit  $v_b$  des betreffenden Flügelortes. Die Vektoren  $v_b$  und  $v_x$  schließen den Bahnneigungswinkel  $\delta$  (Delta) ein.

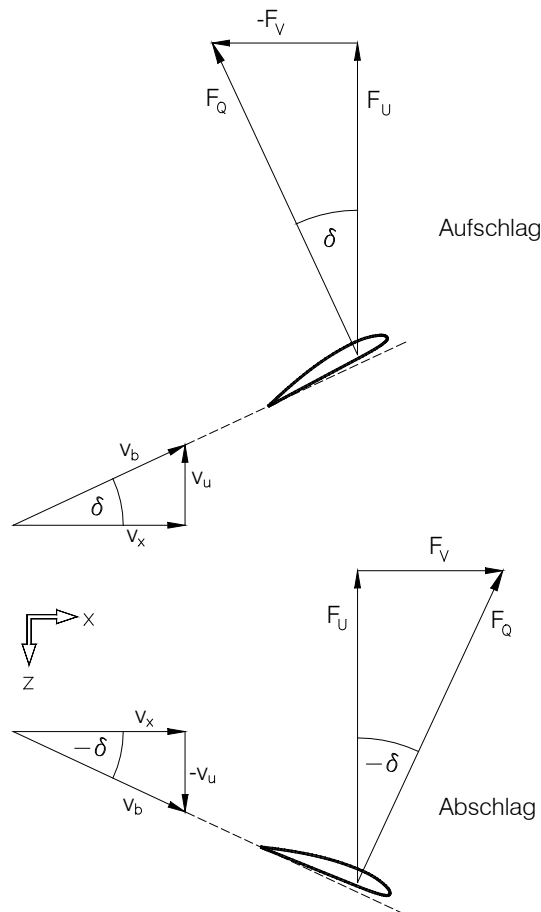


Bild 1.2 Kräfte und Geschwindigkeiten an einem Ort des Schlagflügels (ohne Flügelwiderstände)

Um das Arbeitsprinzip des Schlagflügels zu verdeutlichen, sind in vorstehendem Bild Profil- und induzierter Widerstand noch weggelassen. Das Profil bzw. der Flügel arbeitet sozusagen verlustlos.

Die senkrecht zur Anströmrichtung liegende Kraft wird beim Tragflügel als „Auftriebskraft“  $F_A$  bezeichnet. Infolge der zur Flügelspitze hin größer werdenden Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$  ist beim Schlagflügel die Richtung dieser Kraft aber nicht überall gleich. Sie ist mehr oder weniger in Flugrichtung geneigt. Dazu kommt, dass die V-Stellung des Flügels und damit die Neigung bezogen auf die  $x$ - $z$ -Ebene des Rumpfes mit der Schlagbewegung variiert. Die letztendlich für das Fluggerät wirklich als Auftrieb zur Verfügung stehende Kraftgröße ist also sicherlich deutlich kleiner als die hier dargestellte Kraft. Ihre Bezeichnung als „Auftriebskraft“ kann daher zu Missverständnissen führen. In Anlehnung an entspre-



chende Literatur (Clauss, 1968; Oehme, 1965) wird hier daher für die quer zur Anströmrichtung liegende aerodynamische Kraft an einem Ort des Schlagflügels die Bezeichnung „Querkraft“  $F_Q$  verwendet.

Bei einer Schlagbewegung wird die Querkraft um den Bahnneigungswinkel  $\delta$  gedreht. Dabei hängt die Drehrichtung von der Schlagrichtung ab. Zerlegt man den gedrehten Querkraftvektor  $F_Q$  in seinen z- und x-Anteil, so erhält man die tangential zur kreisenden Schlagbewegung liegende Umfangskraft  $F_U$  und die Vortriebskraft  $F_V$ .

$$F_U = F_Q \cdot \cos \delta \quad (1.1)$$

$$F_V = -F_Q \cdot \sin \delta \quad (1.2)$$

Die Vortriebskraft  $F_V$  weist beim Abschlag in die Flugrichtung und hat im gewählten Koordinatensystem ein positives Vorzeichen. Beim Aufschlag ist die Vortriebskraft nach hinten gerichtet. Sie wirkt als Widerstand entgegen der Bewegungsrichtung. Im Bezugssystem erhält sie in diesem Fall ein negatives Vorzeichen.

Die x- und z-Anteile der Querkraft werden vorstehend nur aus dem Blickwinkel der Aerodynamik gesehen. Um den Energiefluss während der Schlagbewegung zu verstehen, sind sie aber auch aus der Sicht der Dynamik zu untersuchen. Dazu werden die Begriffe Arbeit, Energie und Leistung verwendet. Diese sollen zunächst kurz gegenüber gestellt werden.

- Wenn mit einer **Kraft** ein bestimmter Weg zurückgelegt wird, so verrichtet sie Arbeit. Unter Arbeit versteht man das Produkt aus Kraft  $\times$  Weg.
- Unter **Energie** versteht man die Fähigkeit Arbeit zu verrichten. Dieses Arbeitsvermögen hat die gleiche Dimension wie die Arbeit. Insbesondere folgende Energieformen kommen hier zur Anwendung:
  - Potentielle Energie bzw. Energie der Lage
  - Kinetische Energie bzw. Energie der Bewegung
  - Spannungsenergie bzw. Energie der Verformung
- Unter **Leistung** versteht man das Verhältnis der Arbeit zur Arbeitszeit bzw. die verrichtete Arbeit pro Zeiteinheit.

Außerdem werden in Folgendem - nicht nur bei der Untersuchung des Energieflusses - die beiden Arbeitstakte des Schlagflügels, also Auf- und Abschlag, getrennt behandelt. Jeder Arbeitstakt beinhaltet die ganze Schlagbewegung von einer Schlagflügelendlage zur anderen. Bei der Erklärung des Schlagflügelprinzips soll hier aber nicht gleich auf den ganzen Bewegungsablauf eingegangen werden. Es genügt die Verhältnisse in einem Augenblick der Schlagbewegung zu betrachten. Dazu kann man sich der Einfachheit halber vorstellen, dass dieser Augenblick genau derjenige ist, bei dem der Flügel etwa in Schlagmitte gerade die gestreckte Flügelstellung durchläuft.

### 1.3 Abschlag

Die energietechnische Natur der Vortriebskraft  $F_V$  beim Abschlag lässt sich aus der Bild 1.2 anhand einer einfachen geometrischen Ähnlichkeitsbeziehung ablesen. Es gilt

$$\frac{-v_u}{v_x} = \frac{F_V}{F_U} \quad (1.3)$$

und daraus

$$F_U \cdot (-v_u) = F_V \cdot v_x \quad (1.4)$$

oder im Klartext

$$\text{Umfangskraft} \times \text{Umfangsgeschwindigkeit} = \text{Vortriebskraft} \times \text{Fluggeschwindigkeit}$$

Das Produkt aus Kraft mal Geschwindigkeit auf beiden Seiten der Gleichung ergibt immer eine Leistung. Das Produkt der Schlagleistung auf der linken Gleichungsseite muss vom Antrieb aufgebracht werden. Er arbeitet mit der Umfangsgeschwindigkeit entgegen der Umfangskraft.

Das rechte Produkt ist die daraus resultierende, mit dem Vortrieb erbrachte Flugleistung. Der Vortrieb arbeitet in Flugrichtung. Im verlustlosen Idealfalle kann man also schreiben

$$\text{Antriebsleistung} = \text{Vortriebsleistung}$$

Das Arbeitsprinzip des Abschlages entspricht dem eines Propellers.

### 1.4 Aufschlag

Überträgt man vorstehende Überlegungen auf den Aufschlag, so ist es besonders wichtig die Zählrichtungen der Bewegungen und Kräfte zu beachten.

Die Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$  ist nun nach oben gerichtet und erhält ein positives Vorzeichen. Die Umfangskraft  $F_u$  behält die Richtung bei und bleibt weiterhin positiv. Auch in Flugrichtung gesehen wird die positive Fluggeschwindigkeit  $v_x$  beibehalten. Die Vortriebskraft  $F_V$  ist dagegen jetzt nach hinten gerichtet. Sie wirkt als Widerstand und hat im Bezugssystem ein negatives Vorzeichen.

$$F_U \cdot v_u = (-F_V) \cdot v_x \quad (1.5)$$

Gegenüber dem Abschlag erfolgt somit auf beiden Seiten der Gleichung ein Vorzeichenwechsel. In der Dynamik bedeutet ein Vorzeichenwechsel innerhalb eines Bezugssystems aber die Umkehrung der Energiefließrichtung. Der Energiefluss hat sich demnach beim Aufschlag gegenüber dem Abschlag sowohl in Flugrichtung als auch in Schlagrichtung umgekehrt. Wie ist das zu verstehen?

Für den Energieumsatz in Flugrichtung ist die Antwort einfach. Die entgegen der Bewegungsrichtung gerichtete Kraft  $F_V$  bremst das Modell. Es wird langsamer. Die kinetische Energie der Modellmasse wird kleiner. Im Gegensatz zum Abschlag wird beim Aufschlag der Modellmasse nicht Energie zugeführt sondern entzogen. Wo aber geht die Energie hin? Nach dem Energieerhaltungssatz kann sie ja nicht einfach verschwinden.

Die in Flugrichtung von der verzögerten Modellmasse aufgenommene Energie wird vom Schlagflügel zunächst in eine Schlagbewegung quer zur Flugbewegung transformiert. Sie liegt dort in Form von Umfangskraft mal Umfangsweg bzw. -Geschwindigkeit vor. Diese Aufschlaggerbeit wird mit dem Schlagmoment des Flügels und nicht mit dem Antrieb bewirkt. Beim Aufschlag ist der angeströmte Schlagflügel das treibende Element – zumindest solange das Schlagmoment der positiven Umfangskräfte überwiegt. Der Schlagflügel arbeitet also beim Aufschlag wie ein Windenergiekonverter bzw. wie ein Windrad.

Für die Überwindung von Strömungswiderständen oder auch für den Steigflug muss die Propellerwirkung des Abschlages größer sein als die Windradwirkung des Aufschlages. Dies wird insbesondere durch

unterschiedliche Auftriebsverteilungen erreicht. Im folgenden Kapiteln wird darauf noch näher eingegangen.

## 1.5 Der Energiekreislauf des Schlagflügels

Damit sich der Energiefluss beim Aufschlag wie vorstehend beschrieben abspielt, sind bestimmte mechanische Voraussetzungen zu erfüllen. Betrachtet man dazu die Umfangskraft des Flügels als Aktionskraft, so muss es auch eine Reaktionskraft geben. Entgegen der Schlagbewegung muss eine Kraft vorhanden sein, die überhaupt erst die Entfaltung der Quer- bzw. Umfangskraft bei diesem Takt ermöglicht. Die Aufschlagbewegung des Flügels muss also irgendwie gebremst werden. Was heißt aber "Bremsen". Letzten Endes muss ja auch dabei wieder Energie umgesetzt werden. Wenn das mit richtigen Bremsen geschieht, dann wird die Schlagleistung nur in Wärmeenergie der Bremsbeläge umgewandelt. Sie ist dann aber kaum weiter nutzbar.

Statt mit Bremsen kann man der Aufschlagbewegung auch mit der Kraft einer Feder entgegen wirken. Diese muss so angeordnet sein, dass sie durch die Aufschlagbewegung gespannt wird. Das kann man sowohl mit Zug-, Druck- oder Torsionsfedern erreichen. Die Aufschlagenergie wird dann während der Aufschlagbewegung in Form von Spannenergie in der Feder gespeichert.

Diese Verfahren haben gegenüber dem Bremsen einen ganz entscheidenden Vorteil. Beim Spannen der Feder wird die anfallende Energie gespeichert. Die gespannte Feder unterstützt beim anschließenden Abschlagn die Schlagbewegung. Die Spannenergie kann so wieder in Vortriebsenergie verwandelt werden. Über die Feder als Energiespeicher kommt es also zu einer Energierückführung vom Aufschlag zum Abschlagn. Da die Feder, wie nachstehend noch gezeigt wird, in erster Linie dazu benutzt wird um Auftriebs- bzw. Umfangskräfte auszugleichen bzw. zu kompensieren, wird sie hier als „Kompensationsfeder“ bezeichnet.

Um sich mit dem Energiefluss weiter vertraut zu machen, soll dieser mit Hilfe eines gedanklichen Modellversuches über eine ganze Schlagperiode verfolgt werden. Dazu werden die Versuchsbedingungen eines Ornithopters im Horizontalflug in bestimmter Weise modifiziert und vereinfacht.

Zunächst einmal ist für diesen Flugzustand relativ wenig Schub erforderlich. Die Auftriebsverteilungen von Auf- und Abschlagn werden daher nicht allzu weit von der des Gleitflugs abweichen. Bei folgender Betrachtung wird sogar vorausgesetzt, dass sich der Auftrieb während der Schlagbewegung überhaupt nicht verändert. Während der ganzen Versuchsdauer soll eine konstante, beispielsweise elliptische Auftriebsverteilung vorliegen. Diese wirkt in gestreckter Flügelstellung an jeder Flügelhälfte mit der halben Auftriebskraft  $F_A$  nach oben. Die Modellgewichtskraft  $F_{GM}$  zieht am Modellrumpf nach unten (nachstehendes Bild).

Unter diesen Bedingungen ist leicht einzusehen, dass ein konstantes Schlagmoment den Flügel um das Schlaglager nach oben zu drehen sucht. Dieses Moment soll in seiner Größe durch den Einbau beispielsweise von Zugfedern auf jeder Flügelseite gerade kompensiert werden. Das Schlagmoment der Federn muss demnach ebenfalls - unabhängig vom Schlagwinkel - konstant sein. Derartige Versuchsbedingungen sind zumindest annähernd bei sehr kleiner Federrate und sehr kleinen Schlagwinkeln gegeben.

Das Schlagmoment der Federn gleicht in allen Flügelstellungen das Schlagmoment der Flügelauftriebskraft gerade aus. Daher bleiben die Flügel, auch dann wenn man sie im Flug aus der gestreckten Stellung heraus bewegt, in jeder beliebigen Stellung stehen.

Die Auftriebskräfte auf beiden Rumpfseiten heben sich normalerweise mit zunehmender Flügel-V-Stellung immer mehr gegenseitig auf. Aber auch diese Erscheinung soll hier vernachlässigt werden. Zumindest in der Nähe der gestreckten Flügelstellung ist dieser Effekt sehr gering. Unter den geschilderten

Versuchsbedingungen ist dort auch im Flügelstillstand bzw. bei sehr langsamer Schlagbewegung die Umfangskraft  $F_U$  der Auftriebskraft  $F_A$  gleichzusetzen.

In nachstehender Abbildung ist ein Beispiel einer entsprechenden Federanordnung im Prinzip dargestellt. Es ist der Querschnitt durch einen abstrahierten Ornithopter im Bereich des Flügels. Mit einem derartig kompensierten Schlagflügel wird nun gedanklich ein Flugversuch durchgespielt.

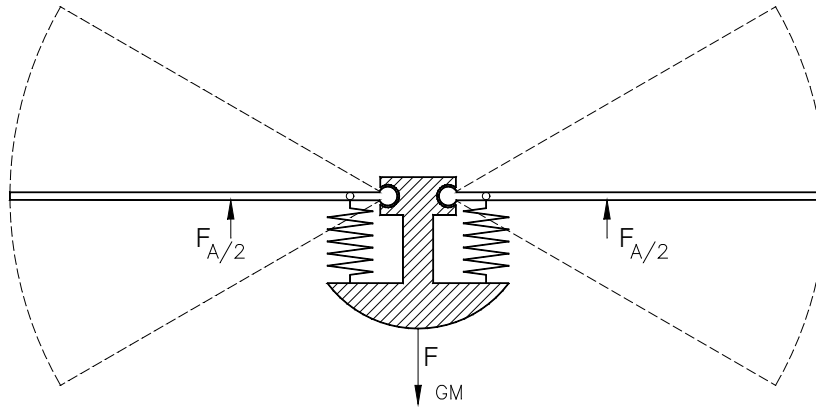


Bild 1.3 Querschnitt durch einen Ornithopter

- Als Anfangszustand soll sich das Modell mit gestreckten Flügeln im freien, stationären Gleitflug befinden. Die Modellmasse weist mit ihrer Geschwindigkeit eine bestimmte kinetische Energie auf. Diese würde durch den Gleitflugwiderstand schnell aufgezehrt, wenn sie nicht laufend durch potentielle Energie der Modellmasse, also durch Höhenverlust ersetzt würde.
- Lassen wir das Modell gedanklich weiter im Gleitwinkel fliegen, bewegen aber nun die Flügel langsam nach oben. Aufgrund der ständig ausgeglichenen Kräfte von Kompensationsfeder und Auftrieb ist dafür kein Energieaufwand von einem Antrieb erforderlich.
- Aus der Schlagbewegung resultiert eine „Vortriebskraft“ entgegen der Flugbewegung (siehe Bild 1.2). Damit wird ein Flugweg zurückgelegt und so Arbeit verrichtet. Die dazu erforderliche Energie wird der kinetischen Energie der Modellmasse entzogen. Das Modell wird langsamer.
- Während der Aufschlagbewegung werden die Kompensationsfedern gespannt. Die dabei umgesetzte Energie wird in Verformungsarbeit umgewandelt und als Spannenergie in den Kompensationsfedern gespeichert.
- Anschließend werden die Flügel wieder bis zur Ausgangslage nach unten bewegt. Auch für diesen Abschalag ist keine zusätzliche Antriebsenergie erforderlich. Die Kräfte am Flügel sind ja ständig ausgeglichen. Diese Schlagbewegung erfolgt zwar entgegen der Auftriebskraft. Die dafür erforderliche Energie kommt aber aus den gespannten Kompensationsfedern.
- Während des Abschalagweges transformiert der Schlagflügel die Schlagarbeit wieder in Vortriebsarbeit. Daraus resultiert positiver Vortrieb. Die Modellmasse wird wieder beschleunigt. Sie erhält im verlustlosen Idealfall ihre Anfangsgeschwindigkeit bzw. die Anfangsenergie wieder zurück.

Damit ist in groben Zügen das Woher und Wohin der verschiedenen Energieformen während einer Schlagperiode in der idealisierten Versuchsanordnung beschrieben. Sie sind alle Teile eines Energiekreislaufes, der mit der kinetischen Energie der Modellmasse anfängt und mit ihr auch wieder aufhört. Eine Zufuhr von fremder Antriebsenergie ist dabei trotz schlagender Flügel nicht erforderlich.

Der Modellgleitwinkel wird unter den geschilderten Versuchsbedingungen nicht verbessert. Ein Perpetuum mobile wird ein Ornithopter durch diesen Energiekreislauf auch nicht werden. Im Gegenteil. In der Praxis ist der Kreislauf mit Verlusten behaftet. Außerdem ist der vom Aufschlag rückgeführte Energieanteil in der Praxis relativ gering. Was jedoch gezeigt werden sollte ist, dass der mit dem negativen Vortrieb des Aufschlages verbundene Energieumsatz, nicht verloren gehen muss. Bei geeigneten konstruktiven Vorkehrungen kann man diese Energie beim Abschlag wieder zurück gewinnen. Die für den Abschlag erforderliche Antriebsenergie lässt sich so reduzieren.

Die Vortriebskraft  $F_v$  in Bild 1.2 müsste eigentlich neutraler als „Arbeitskraft“ bezeichnet werden. Da sie aber überwiegend aus aerodynamischer Sicht gesehen wird und beim Abschlag auch als Vortrieb wirkt, soll die bisher verwendete Bezeichnung „Vortrieb“ beibehalten werden.

Solange man die Takte einzeln betrachtet, ist für den negativen Vortrieb beim Aufschlag auch die Bezeichnung „Arbeitswiderstand“ angebracht. Dieser Begriff wurde von Otto Lilienthal geprägt und weist sehr gut auf die geschilderten Zusammenhänge hin.

Aus der Sicht der Dynamik kommt für den Arbeitswiderstand auch die Bezeichnung „Blindkomponente“ oder „Blindwiderstand“ wie in der Elektrotechnik in Betracht. Dort wird dieser Begriff verwendet, wenn ein entsprechender Widerstand zwar zu erhöhten, pulsierenden Stromfluss führt, der Wirkenergieverbrauch aber unverändert bleibt.

Auch beim Schlagflügel pulsiert die mit dem Blindwiderstand verbundene Energiemenge zwischen Auf- und Abschlag nur hin und her. Erhöht wird in diesem Falle das Schlagmoment des Aufschlages, und zwar um den in der Kompensationsfeder enthaltenen Aufschlagenergieanteil. Mit der damit verstärkten Vortriebsenergie wird der Blindwiderstand des nächsten Aufschlages überwunden. Mehr Antriebsenergie wird deswegen aber nicht benötigt.

Solange der Aufschlag insgesamt als Windrad arbeitet und die betreffende Leistung zum Abschlag zurückgeführt wird, kann diese Leistung als „Blindleistung“ bezeichnet werden. Die gesamte Leistung beim Abschlag ist dann eine „Scheinleistung“. Die erforderliche „Wirkleistung“ ist kleiner. Es gilt hier

$$\text{Scheinleistung} = \text{Wirkleistung} + \text{Blindleistung}$$

In vorstehendem, idealisiertem Versuchsaufbau ist die Wirkleistung gleich Null. Es pulsiert nur „Blindleistung“.

## 1.6 Weitere Aufschlagenergie-Verwendungsmöglichkeiten

Die Anwendung von Kompensationsfedern ist bei technischen Schlagflügeln nicht neu. Schon Otto Lilienthal hat sie zur Energierückführung vorgeschlagen. Federnde Bauelemente wurden auch bei späteren Ornithoptern immer wieder eingesetzt und in den unterschiedlichsten Varianten patentiert. Der von Lilienthal beschriebene Vorgang der Aufschlagenergiespeicherung wird jedoch nicht wieder erwähnt. Lediglich die Vergleichmäßigung der Antriebsleistung von Auf- und Abschlag wird im Zusammenhang mit Kompensationsfedern immer wieder hervorgehoben. Dies ist jedoch ein zweiter, ähnlicher Effekt der Kompensationsfedern. Er wird in folgendem Abschnitt noch genauer beschrieben.

Bei biologischen Schlagflügeln sind vergleichbare Kompensationseinrichtungen meines Wissens nicht bekannt. Federnde Einrichtungen würden aber, abgesehen vom Vorteil der Energierückführung, auch die Vorstellung erleichtern, wie es einigen Vogelarten möglich ist, stunden- oder gar tagelang zu segeln. Dabei sind ja auch zur Einhaltung der gestreckten Flügelstellung große Kräfte erforderlich. Wenn diese nur von normalen Muskeln aufgebracht werden, so sind auch für die still stehenden Flügel beträchtliche

Energiemengen aufzubringen (Nachtigall, 1977). Man halte nur mal den gestreckten Arm eine Zeit lang waagrecht, geschweige denn das eigene Körpergewicht an den waagrecht gestreckten Armen. Federnde Einrichtungen könnten die Flügel dagegen ohne äußeren Energieaufwand gestreckt halten. Vielleicht ist ja bei den verschiedenartigen Muskelfasern des Abschlagmuskels (Oehme, 1968) eine Art dabei, welche auf einen Nervenreiz hin die Eigenschaften eines gespannten Gummis annimmt. Dieser gespannte Zustand lässt sich dann im Gleitflug mit womöglich sehr wenig Energie aufrechterhalten und im Kraftflug stünde gleichzeitig eine Kompensationsfeder zur Verfügung.

Bei der Erklärung des Vogelfluges wird noch eine andere Art der Aufschlagenergienutzung angegeben (v. Holst, 1970; Herzog, 1968; Nachtigall, 1985). Bei dieser wird zunächst der Schlagflügel längs der Halbspannweite in zwei Abschnitte unterteilt. Der rumpfnahere Bereich wird als „Armflügel“ und der außenliegende Bereich als „Handflügel“ bezeichnet. Die Trennlinie verläuft durch das „Handgelenk“ und liegt etwa in der Mitte der Halbspannweite. Während des Aufschlags soll am Armflügel ein positiver und am Handflügel ein negativer Auftrieb erzeugt werden. Beide Flügelabschnitte bewirken auf diese Weise ein gegensätzliches Umfangskraft- bzw. Schlagmoment. Im besonderen Falle des Momentengleichgewichts lässt sich der Flügel auch ohne Kompensationsfeder kraftfrei nach oben bewegen.

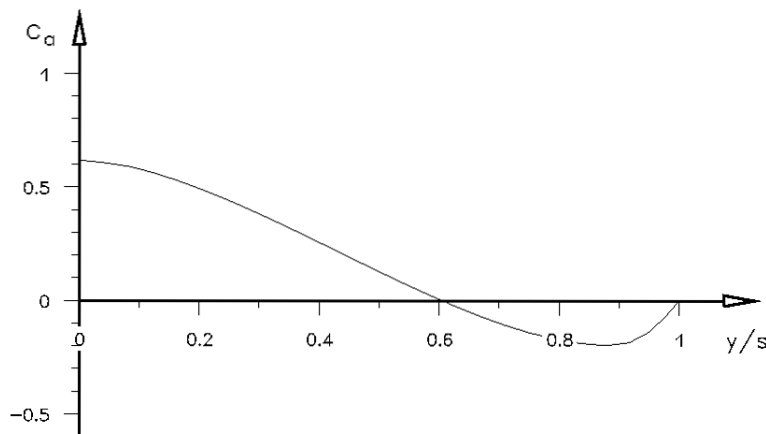


Bild 1.4 Beispiel einer Aufschlag-Auftriebsverteilung mit Momentengleichgewicht

Dabei wirkt das Aufschlagmoment des Armflügels als Windrad direkt als Antrieb für den Handflügel, der als Propeller arbeitet. Der Arbeitswiderstand des Armflügels und der Vortrieb des Handflügels heben sich in diesem speziellen Fall gerade auf.

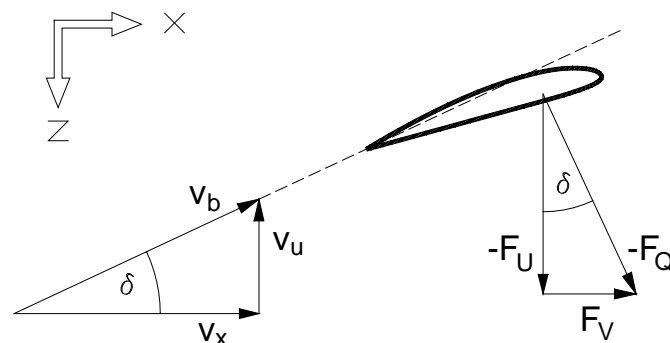


Bild 1.5 Kräfte am Schlagflügel beim Aufschlag, mit negativer Querkraft  $F_Q$  und positivem Vortrieb  $F_V$

Weitere Energie-Verwendungsmöglichkeiten sind im Zusammenhang mit der positiven und negativen Beschleunigung der Schlagflügelmasse denkbar. Nähere Einzelheiten dazu werden im Kapitel 5 noch angesprochen.

## 1.7 Einbeziehung der Schlagflügelverluste

Zur Erklärung des Schlagflügel-Arbeitsprinzips wurden vorstehend die verlustbringenden Komponenten weggelassen. Profil- und induzierter Widerstand überlagern aber die Vortriebskräfte. Zur Einbeziehung dieser Verluste ist in nachstehender Abbildung im Prinzip einfach das Vektorbild des herkömmlichen Tragflügels (Bild 1.1) an die beim Schlagflügel gedrehten Querkraftvektoren (Bild 1.2) angesetzt worden.

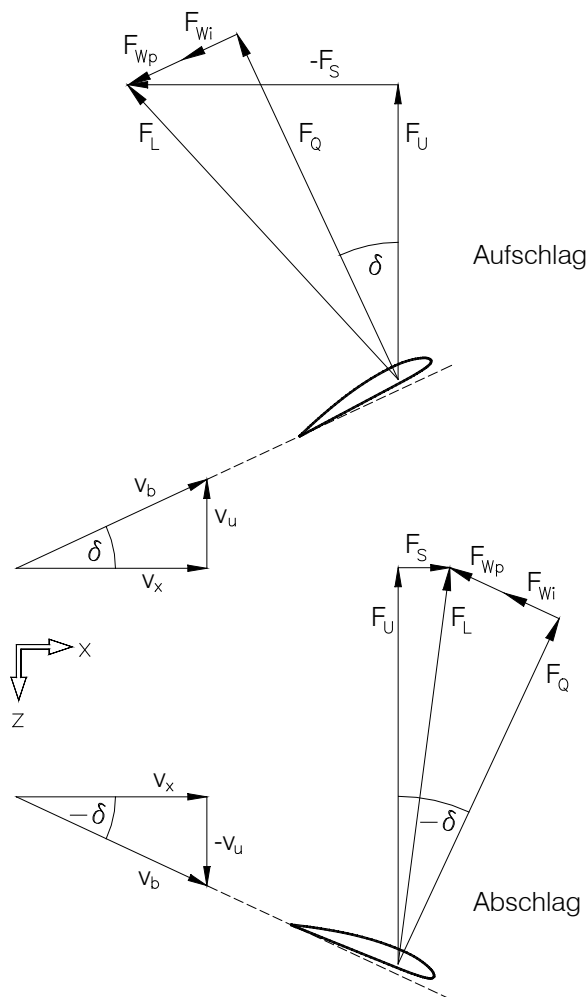


Bild 1.6 Kräfte am Schlagflügel unter Einbeziehung der Flügelwiderstände

Die in  $x$ -Richtung liegende Resultierende wird jetzt - im Gegensatz zur Vortriebskraft  $F_V$  - als „Schubkraft“  $F_S$  bezeichnet. Diese etwas feinsinnige Unterscheidung bedarf einer kurzen Erläuterung.

Die  $x$ -Komponente der Querkraft liefert die „Vortriebskraft“. Werden darüber hinaus auch die Verlustwiderstände berücksichtigt, so erhält man die „Schubkraft“. Die Vortriebskraft ist sozusagen die Bruttogröße und die Schubkraft die Nettogröße bzw. das was tatsächlich nach Abzug aller Aufwendungen übrig bleibt. Beide Bezeichnungen wurden in Anlehnung an vorliegende Literatur (Claus, 1968) gewählt.

## 1.8 Vergleiche mit anderen aerodynamischen Maschinen

Der Schlagflügel stellt infolge seiner Eigenschaft, eine eingeleitete Kraft in Größe und Richtung zu transformieren, eine Maschine dar. Sein Bewegungsablauf ist in zwei Arbeitstakte unterteilt, in den Aufschlag und in den Abschlag.

Während des Aufschlags arbeitet ein Schlagflügel mit positiver Zirkulation nach dem Prinzip eines Windrades. Beim Abschlag dagegen entspricht seine Wirkungsweise der eines Propellers. Der entscheidende Vorteil dieser mit ihren beiden Takten gegensätzlich arbeitenden Maschine ist, dass sowohl beim Aufschlag als auch beim Abschlag Auftrieb erzeugt wird. Wie groß bzw. wie klein die Ähnlichkeiten der Schlagflügeltakte mit den genannten Maschinen sind, soll nachstehende Abbildung verdeutlichen. Sie zeigt die Geschwindigkeitsgrößenverhältnisse an einem charakteristischen Ort der jeweiligen Spannweite.

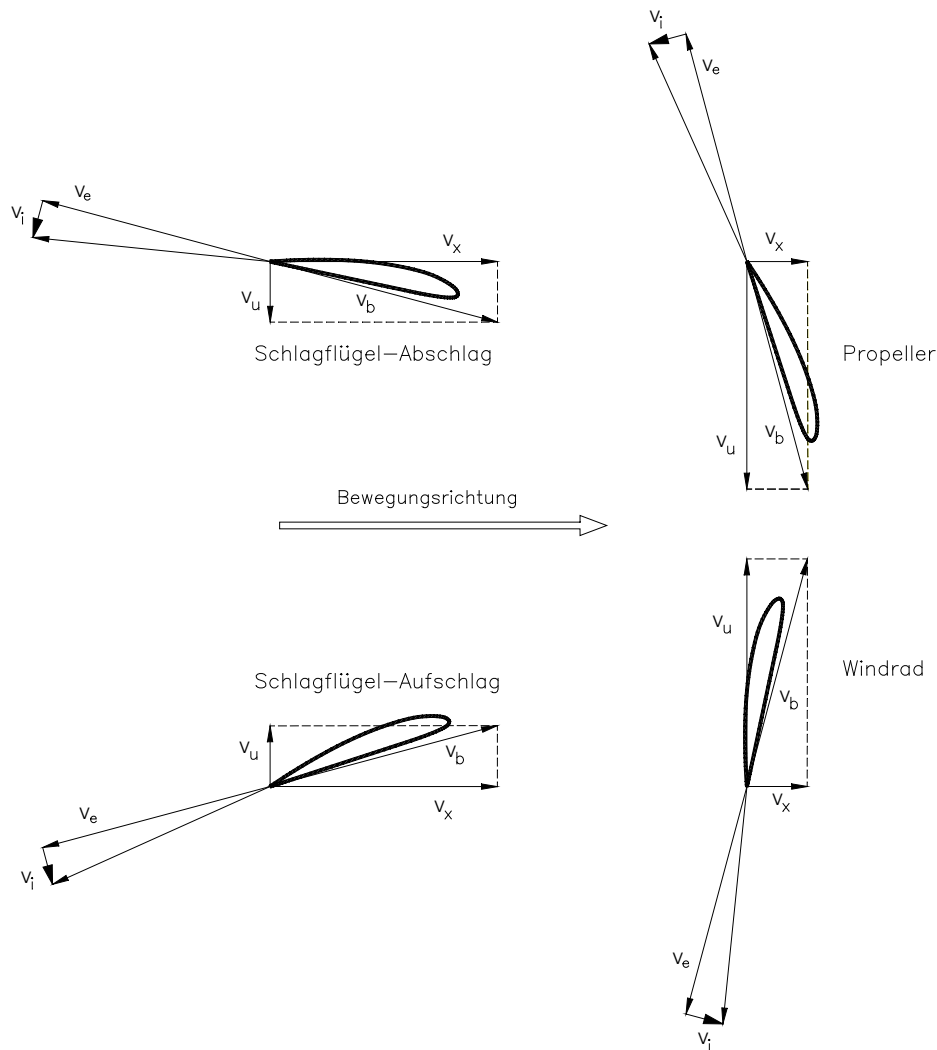


Bild 1.7 Vergleich der typischen Geschwindigkeitsverhältnisse an einem Flächenschnitt beim Schlagflügel und an den artverwandten aerodynamischen Maschinen.

Alle Maschinen bewegen sich mit einer Geschwindigkeit  $v_x$  vorwärts. Senkrecht dazu verläuft die Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$ . Aus diesen beiden Geschwindigkeiten resultiert die Bahngeschwindigkeit  $v_b$  des betrachteten Spannweitenortes. Die effektive Anströmgeschwindigkeit  $v_e$  ist genau so groß wie die Bahngeschwindigkeit, ihr aber entgegen gerichtet. Senkrecht daran setzt die Abwindgeschwindigkeit  $v_i$  an.

Die Geschwindigkeiten  $v_x$  und  $v_u$  der rotierenden und schlagenden Maschinen wurden jeweils entsprechend ihrer relativen Größe zueinander dargestellt. Es ergibt sich so ein für jede Maschine typischer Einstellwinkel des Profils gegenüber der Bewegungsrichtung.

Wie man sieht, entspricht beim Schlagflügel das Verhältnis der Geschwindigkeiten  $v_u/v_x$  etwa dem Kehrwert dieser Geschwindigkeiten bei der entsprechenden rotierenden Maschine. Der Grund dafür liegt in



der unterschiedlichen Aufgabenstellung. Diese ist aus der Richtung der Abwindgeschwindigkeit  $v_i$  klar ersichtlich.

- Der Propeller ist für die Erzeugung von möglichst viel Schub konzipiert und beschleunigt die erfasste Luft insbesondere nach hinten.
- Das Windrad soll der Luftströmung möglichst viel kinetische Energie entziehen. Es wirkt mit seinem Abwind hauptsächlich entgegen der Bewegungsrichtung
- Beim Schlagflügel liegt die gewünschte Hauptwirkung – zumindest im horizontalen bzw. flachen Steigflug größerer Ornithoptermodelle – in der Auftriebserzeugung. In dieser Richtung ist eine wesentlich größere Kraft aufzubringen als in Flugrichtung. Die Luft wird daher bei beiden Takten insbesondere nach unten beschleunigt. Daraus resultiert die nach oben gerichtete Auftriebskraft. Die Abwindanteile in und entgegen der Bewegungsrichtung sind dabei nur als Teil- oder Nebenwirkungen einzustufen.

Die relative Größe der genannten Teilwirkungen kann auch an dem Verhältnis der Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$  zur Fluggeschwindigkeit  $v_x$  abgelesen werden. Ist das Verhältnis  $v_u/v_x$  groß, so sind auch die Teilwirkungen des Schlagflügels als rotierende Maschine groß.

Für das Kräftegleichgewicht im stationären Flugzustand steht die Teilwirkung des Schlagflügels als Windrad in einem engen Zusammenhang mit der Teilwirkung als Propeller. Ein geringer Energieumsatz des Schlagflügels in seiner Funktion als Windrad macht auch keinen hohen Energieumsatz als Propeller erforderlich. Beide Teilwirkungen müssen sich lediglich um einen bestimmten Energiebetrag voneinander unterscheiden. Der Energieumsatz des Schlagflügels als Propeller muss beispielsweise im Horizontalflug zumindest um denjenigen Betrag größer sein, der zur Überwindung des Modell-Restwiderstandes erforderlich ist. Behält man diesen Energieabstand bei, so spielt es zunächst keine Rolle, ob die Teilwirkungen als Windrad und Propeller sehr groß oder sehr klein sind. Theoretische Untersuchungen zeigen jedoch, dass der mögliche Arbeitsbereich - insbesondere durch die Profildaten – relativ eng begrenzt ist. Man muss daher beim Aufschlag bestrebt sein, die Teilwirkung als Windrad klein zu halten.

Die Vergleichsgrenzen zwischen den rotierenden Maschinen und dem Schlagflügel lassen sich für einen bestimmten Ort des Schlagflügels in nahe liegender Weise definieren. Ist am untersuchten Ort der Querkraftvektor stärker als  $45^\circ$  gegenüber der Flugrichtung geneigt ( $v_u > v_x$ ) so wird dieser Flügelort in erster Linie wie eine der rotierenden Maschinen wirken. Ist er weniger als  $45^\circ$  geneigt ( $v_u < v_x$ ), so ist er hauptsächlich Tragflügel. Das Geschwindigkeitsverhältnis  $v_x/v_u$  wird als Fortschrittsgrad  $\lambda$  bezeichnet.

$$\lambda = \frac{v_x}{v_u} \quad (1.6)$$

Für Vergleiche verwendet man den Fortschrittsgrad bei maximaler Schlaggeschwindigkeit an der Flügelspitze.

Sind  $v_x$  und  $v_u$  gleich groß, so hat der Fortschrittsgrad den Wert 1,0. Bei großen Ornithoptermodellen wird dieser Fortschrittsgrad in der Regel größer als eins sein (beim Rechenmodell  $\lambda=2,3$ ). Der Schlagflügel ist dann bis hinaus zur Flügelspitze hauptsächlich Tragflügel und nur nebenbei Propeller und Windrad.

Beim Vergleich des Schlagflügels mit den anderen aerodynamischen Maschinen ist unbedingt noch auf die völlig verschiedenartigen Zirkulationsverteilungen hinzuweisen. Bei rotierenden aerodynamischen Maschinen wechselt längs der Spannweite im Bereich der Rotationsachse grundsätzlich die Zirkulationsrichtung. Das Blatt der Luftschraube wird auf beiden Seiten der Achse aus entgegen gesetzten Richtungen angeströmt. Die Luftschraubenzirkulation wird also in der Mitte immer gleich Null sein. Beim damit im

Vergleich stehenden Schlagflügel ist dies aber nie der Fall. Eine Gegenüberstellung typischer Zirkulationsverteilungen zeigt folgendes Bild.

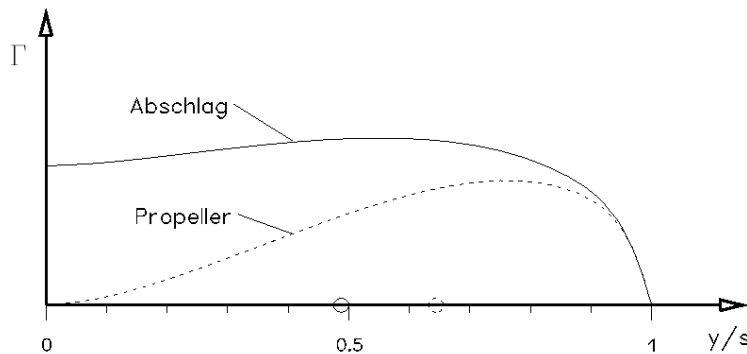


Bild 1.8 Vergleich der Zirkulationsverteilung eines Propellers und eines Schlagflügels beim Abschlag. Die Druckpunktlage mit kleinen Kreisen gekennzeichnet.

Schlussfolgerungen und Aussagen aus der Propellertheorie sind also nur sehr bedingt auf den Abschlag übertragbar.

## 1.9 Vergleichbare Schuberzeugung beim Sport

Die Wirkungsweise der Schuberzeugung bei einem Schlagflügel kann man in etwas abgewandelter Form bei einigen Sportarten auch selbst fühlen und erfahren (Tennekes, 1997). Betrachtet man beispielsweise die Fahrspuren beim Schlittschuhlauf oder beim Inline-Skating von oben, so werden diese etwa wie in folgendem Bild 1.9a) aussehen.

Für die Fahrtrichtung geradeaus verlagert man bei diesen Sportarten das Körpergewicht rhythmisch von einem Bein auf das andere und behält so auf dynamische Weise das seitliche Gleichgewicht. Dabei drückt man das jeweilige Standbein kräftig seitlich ab. Gleichzeitig wird der Körper etwas nach vorne geneigt und mit dem jeweiligen Standbein auch in diese Richtung gestoßen. Bevor der Körper vornüber fällt, setzt man das freie Bein weiter vorne wieder auf. Auf diese Weise wird auch in dieser Richtung auf dynamische Weise das Gleichgewicht gehalten.

Die resultierende Stützkraft am Standbein ist insbesondere nach außen und etwas nach hinten gerichtet ist. Um diese Kraft auf den Boden zu übertragen, muss der Fuß quer zur Fahrspur gestellt sein, denn in Gleit- bzw. Rollrichtung ist praktisch keine Kraftübertragung möglich.

In Bild 1.9a) ist bei zwei aufeinander folgenden Fahrspuren die Beinkraft (strichliert) und die entgegengesetzte Stützkraft dargestellt. Außerdem wurden die Komponenten der Stützkraft in und quer zur Fahrtrichtung eingetragen. Die Teilkräfte quer zur Fahrtrichtung heben sich während einer Schrittfolge gegenseitig auf. Als Gesamtergebnis bleibt der Schub nach vorn.

Beim Durchfahren einer Kurve wirkt die Fliehkraft einseitig auf den Körper und versucht diesen, bezogen auf den Kurvenmittelpunkt, nach außen zu ziehen. Als Gegenmaßnahme neigt man sich - zusätzlich zur Vorwärtsneigung - auch zum Kreismittelpunkt. Gleichzeitig wird das jeweilige Standbein senkrecht gegen die nach außen gerichtete Fahrspur gestemmt. Mit der Streckung des Standbeines erhält der Fahrer den gewünschten Schub. Schon während der Streckung des Standbeines wird das freie Bein angewinkelt und wieder näher an der Kreisbahn aufgesetzt. Mit dem darauf folgenden Wechsel des Standbeines beginnt der Vorgang von vorn.

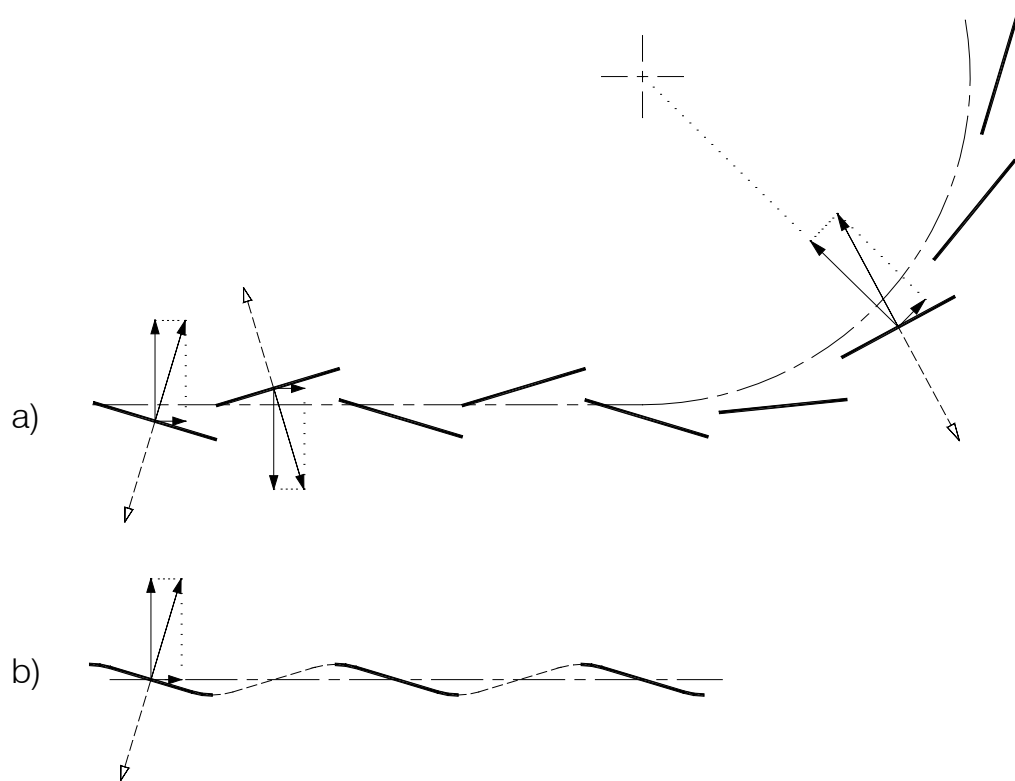


Bild 1.9 Fahrspuren beim Inline-Skating bzw. Schlittschuhlauf a) im Vergleich  
- insbesondere der Kurvenfahrspuren - zu den Bahnlinien eines Schlagflügelortes b)

Wer diese Sportarten schon mal ausgeübt hat weiß, wie effektiv deren Fortbewegungsweise ist und wie leicht man größere Entfernungen überwinden kann. Umgekehrt spürt man aber auch sehr schnell die Grenzen der Schuberzeugung. Man versuche nur mal beim Schlittschuhlaufen gegen kräftigen Gegenwind oder beim Skating eine auch nur gering geneigte Straße bergauf zu fahren. Zur Verstärkung des Schubes kann man zwar den Winkel zwischen der Fahrspur und der Fortbewegungsrichtung vergrößern. Bei gleicher Geschwindigkeit muss der Schrittwechsel aber dann deutlich schneller erfolgen. Die Leichtigkeit der Fortbewegung geht dadurch verloren.

Betrachtet man nun einen Schlagflügel und schwenkt dazu die Blickrichtung von der Senkrechten in die Waagrechte, so ergibt sich ein Bewegungsablauf wie er in Bild 1.9 b) dargestellt ist. Ähnlich wie bei der vorherigen Kurvenfahrt, wirkt auf den Schlagflügel ständig einseitig eine Kraft. Es ist die nach unten gerichtete Gewichtskraft. Analog zur Schuberzeugung bei der Kurvenfahrt muss man beim Schlagflügel nach jedem Abschlagen den Flügel immer wieder oben ansetzen und nach unten führen.

Vergleicht man beide Fortbewegungsarten, so ist bei der Kurvenfahrt das jeweilige Standbein immer wieder mit einem deutlichen Kraftaufwand entgegen der Fliehkraft zu strecken. Der Abstand des Standfußes vom Kreismittelpunkt verändert sich dabei ständig, der Körper bewegt sich aber ohne viele Abweichungen auf der Kreisbahn weiter. In analoger Weise muss beim Ornithopter der Flügel immer entgegen dem Auftrieb nach unten geschlagen werden. Der Flügeldruckpunkt ändert dabei ständig seine Höhenlage. Der Rumpf bewegt sich aber fast geradlinig auf etwa gleicher Höhe fort.

## 1.10 Flugprinzipien

In Anlehnung an Definitionen von E. v. Holst sind insbesondere folgende Flugarten zu unterscheiden:

Fliegen mit dem Widerstand (E. v. Holst, 1970, S. 90)

Fliegen mit dem Schub

Fliegen mit dem Auftrieb (E. v. Holst, 1970, S. 92)

Fliegen mit dem Auftriebsüberschuss

Das „Fliegen mit dem Widerstand“ entspricht sehr frühen Vorstellungen vom Fliegen. Diese haben sich aber als Irrweg herausgestellt. Der beim Abschlag zum Auftrieb beitragende Widerstandsanteil ist zumindest bei großen Ornithoptern praktisch vernachlässigbar.

Der Übergang zwischen den verschiedenen Flugweisen ist weitgehend fließend. Nur der Übergang zum energiesparenden Fliegen mit dem Auftrieb erfolgt über eine Leistungsstufe\*.

### 1.10.1 Fliegen mit dem Schub

Kann der Schub deutlich gesteigert werden, so ist ein Fliegen mit sehr wenig oder auch ohne Auftrieb möglich. Im Falle des Schlagflügelmodells wird die Schubkraft  $F_S$  zusammen mit der Modell-x-Achse steil nach vorne-oben gerichtet. Sie muss dann in der Lage sein, zusammen mit dem verbleibenden Auftrieb, die Gewichtskraft  $F_{GM}$  und den Widerstand des Modells  $F_W$  auszugleichen. Es ist dies die Flugweise von Hubschraubern

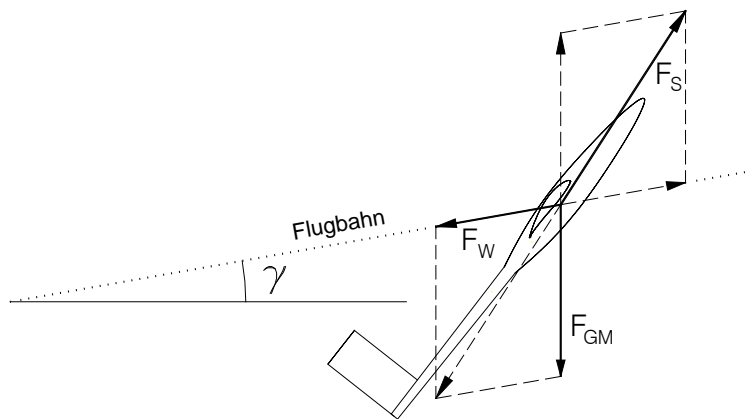


Bild 1.10 Kräftegleichgewicht beim Fliegen mit dem Schub.

Diese Flugart wird sich bei größeren Schlagflügelmodellen wegen des erforderlichen Schubes nur mit sehr starker Flügelverwindung und großer Flügelwurzelverdrehung verwirklichen lassen. Infolge des hohen Modellgewichts und des in der gezeigten Stellung großen Widerstandes ist mit einem unverhältnismäßig großen Energieaufwand zu rechnen.

### 1.10.2 Fliegen mit dem Auftrieb

Entsteht bei der Fortbewegung des Flugmodells im Mittel eine Kraft quer zur Bewegungsrichtung, also Auftrieb, so kann die Schuberzeugung gegenüber dem Fliegen mit dem Schub entlastet werden. Es lässt sich dann beispielsweise im Horizontalflug ein Kräftegleichgewicht finden, bei dem die Modell-auftriebskraft  $F_{AM}$  die Modellgewichtskraft  $F_{GM}$  und der Schub  $F_S$  den Restwiderstand  $F_{WR}$  gerade

\* Siehe Beschreibung des Flugprinzips in <http://www.ornithopter.de/prinzip.htm>

ausgleicht. Im Steigflug muss zusätzlich der Hangabtrieb  $F_H$  überwunden werden. Diese Flugweise wird hier als „Fliegen mit dem Auftrieb bezeichnet“

Der Auftriebskraftvektor  $F_{AM}$  und der gespiegelte Hangabtrieb  $F_H'$  stehen dabei immer senkrecht zueinander. Ihre Spitzen werden sich also mit der Änderung des Flugbahn-Steigungswinkels  $\gamma$  auf einem Halbkreis über der gespiegelten Gewichtskraft  $F_{GM}'$  bewegen.

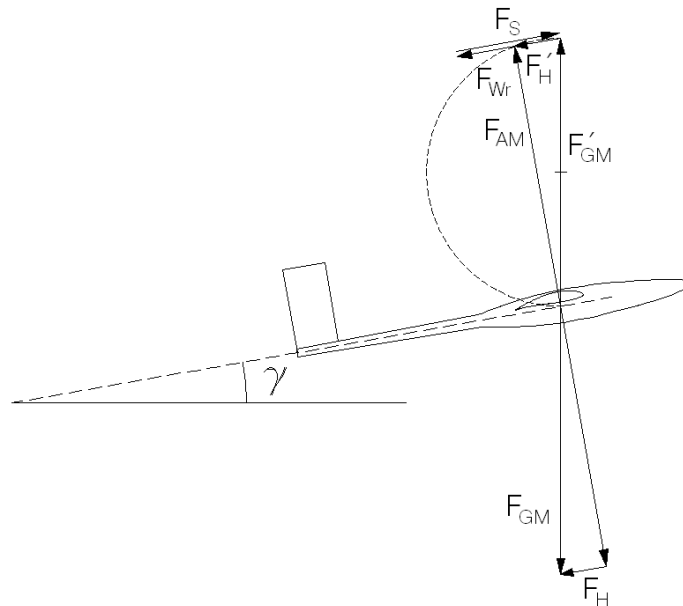


Bild 1.11 Kräftegleichgewicht beim Fliegen mit dem Auftrieb

An Hand des Halbkreises kann man sich leicht vorstellen, dass bei größer werdendem Steigungswinkel die Gewichtskraft immer mehr von der Schubkraft ausgeglichen werden muss. Der Auftriebsanteil lässt gleichzeitig immer mehr nach. Beim Schwebeflug auf der Stelle entspricht die Schubkraft genau der gespiegelten Gewichtskraft  $F_{GM}'$ . Das Fliegen mit dem Auftrieb liegt in reiner Form nur im Horizontalflug vor.

Insbesondere große Vögel und große Ornithopter wenden das Fliegen mit dem Auftrieb an, wenn sie sich mit hohen Rezahlen fortbewegen. Vielleicht könnte man ja auf diese Weise auch die im Buchtitel angeführten „großen“ Schlagflügelmodelle umschreiben. Ähnlich wie bei den Vögeln steht dafür im Modellbau eine genaue Abgrenzung noch aus.

Wahrscheinlich ist es besser, den Fortschrittsgrad für die Grenzziehung zwischen großen und kleinen Ornithoptern zu nutzen. Beispielsweise könnte man als „Flugweise großer Ornithopter“ bezeichnen, wenn im Reiseflug mit Fortschrittsgraden über 1,0 gearbeitet wird – unabhängig von Rezahl, Gewicht, Spannweite usw.

### 1.10.3 Fliegen mit dem Auftriebsüberschuss

Man kann das Fliegen mit dem Auftrieb noch variieren. Dazu lässt man beispielsweise nach einem stationären Horizontalflug den Flugzeugrumpf und den Schub in waagrechter Lage und macht den Auftrieb größer als die Gewichtskraft. Dies ist insbesondere durch Schubverstärkung und Erhöhung der Fluggeschwindigkeit möglich. Es setzt dann eine Steigbewegung des Modells ein. Durch die Steigbewegung werden wiederum der Anstellwinkel und damit der Auftrieb reduziert. Bei irgendeinem Flugbahn-Steigungswinkel wird sich so ein neues Kräftegleichgewicht einstellen. Man kann dies als „Fliegen mit dem Auftriebsüberschuss“ bezeichnen.

Welche der genannten Flugweisen bei den verschiedenen Ornithoptergrößen die effektivste ist, muss noch herausgefunden werden. Bei meinen bisherigen Ornithoptern habe ich immer versucht das Fliegen mit dem Auftrieb zu verwirklichen.

## 2 Variation der Zirkulationsverteilung

Die Auftriebs- bzw. Zirkulationsverteilung des herkömmlichen Tragflügels spielt bei der Entwicklung leistungsfähiger Fluggeräte eine bedeutende Rolle. Dies gilt in entsprechender Weise sicherlich auch für den Schlagflügel.

Beim Tragflügel kann man unterschiedliche Zirkulationsverteilungen längs der Spannweite mit relativ einfachen mathematisch Mitteln beschreiben. Wendet man diese Gleichungen auf den Schlagflügel an, und berücksichtigt dabei die zeitlichen Veränderungen, so werden auch die Auswirkungen der Schlagbewegung zumindest näherungsweise berechenbar. Berücksichtigt man außerdem die räumliche Lage der daraus resultierenden Querkraft, so lassen sich alle damit im Zusammenhang stehenden Kräfte ableiten.

Hier interessieren insbesondere die maximal auftretenden Veränderungen beim Auf- und Abschlag. Diese liegen zeitlich gesehen zumindest beim Durchgang des Schlagflügels durch die Schlagmitte vor. Speziell zu diesem Zeitpunkt sollen die hier beschriebenen Zirkulationsverteilungen gelten. Auf die zeitlichen Veränderungen im Laufe einer Schlagperiode wird hier zunächst nicht eingegangen (hierzu Kapitel 8).

### 2.1 Zirkulation am Tragflügel

Wird ein Tragflügel von vorne angeströmt, so herrscht bei vorhandenem Auftrieb auf der Flügeloberseite eine größere Strömungsgeschwindigkeit als auf der Flügelunterseite. Dieser Strömungsunterschied kann mit Hilfe zweier sich überlagernder Strömungen beschrieben werden. Zum einen durch eine frontale Anströmung des Profils, mit gleicher Geschwindigkeit auf der Flügelober- und -Unterseite. Zum andern durch eine das Profil umkreisende Strömung, die auf der Flügeloberseite in und auf der Unterseite entgegen der frontalen Anströmung verläuft.

Die das Flügelprofil umlaufende Strömung wird durch die Zirkulationsintensität bzw. kurz Zirkulation  $\Gamma$  (Gamma [ $\text{m}^2/\text{s}$ ]) beschrieben. Der Vorzug dieser zunächst ungewohnten Betrachtungsweise liegt in den damit berechenbar gewordenen Auswirkungen der angeströmten Tragfläche. Schon beim herkömmlichen Tragflügel lassen sich so die bekannten Gleichungen für Auftrieb und induzierten Widerstand, unter Maßgabe der Randbedingungen ableiten.

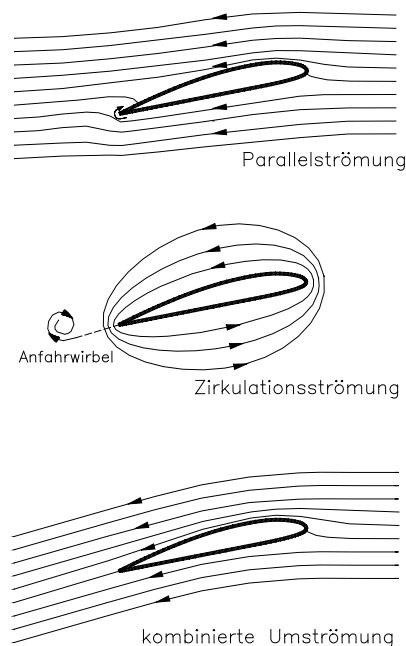


Bild 2.1 Zirkulation am Tragflügel

Im Flugmodellbau wird meist mit elliptischer Auftriebsverteilung bzw. in deren Nahbereich gearbeitet. Von dieser Verteilungsform abzuweichen bedeutet einen entsprechenden Abstand vom Minimum des induzierten Widerstandes eines Flügels mit begrenzter Spannweite.

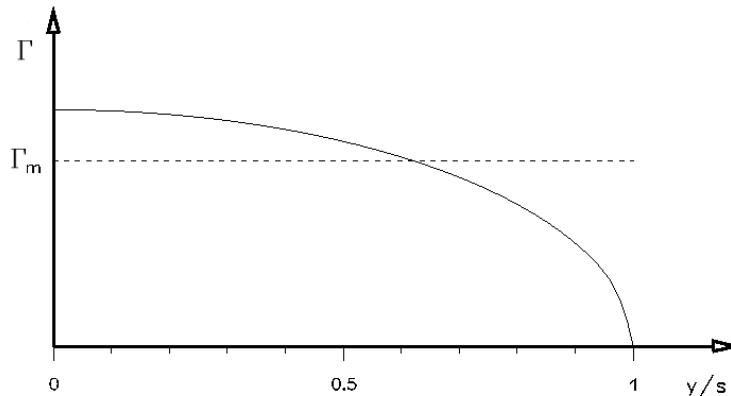


Bild 2.2 Elliptische Zirkulationsverteilung des Tragflügels mit der mittleren Zirkulation  $\Gamma_m$

## 2.2 Auftriebsverteilung am Vogelflügel

Wählt man für Auf- und Abschlag die gleiche Auftriebsverteilungsform und -größe, so entsteht über eine ganze Schlagperiode gesehen kein Vortrieb. Die positive und die negative Arbeitskraft sind ja in beiden Takten gleich groß und heben sich innerhalb einer Schlagperiode im Mittel auf. In Bild 1.2 ist dies für einen Ort des Flügels dargestellt. Dieses Bild gilt im Prinzip an allen Orten des Flügels.

Eine wichtige Maßnahme für die Schuberzeugung beim Schlagflügel ist daher, die Auftriebsverteilungen von Auf- und Abschlag unterschiedlich groß zu machen – beim Aufschlag kleiner und beim Abschlag größer. Auch die Verteilungsform ist veränderbar und von großer Bedeutung. Wie soll sie aber bei Auf- und Abschlag aussehen?

Vor einer weiteren Untersuchung unterschiedlicher Auftriebsverteilungen ist es zweckmäßig, sich zunächst einmal die diesbezüglichen Ergebnisse der Vogelflugforschung näher anzusehen. Dort erkannte man schon recht bald, dass bei gleich bleibender Auftriebsverteilung während einer Schlagperiode kein positiver Schub zu erzielen ist (Lilienthal 1889, Lippisch 1925). Im Übrigen ging man aber früher über relative und qualitative Größenbeschreibungen von Auftrieb und Schub kaum hinaus. In Kurzform lassen sich diese wie folgt wiedergeben.

Zunächst wird, wie schon beschrieben, der Schlagflügel insbesondere in Arm- und Handflügel gegliedert. Diese Bezeichnungen sind auf die sehr weit gehenden Ähnlichkeiten des Vogelflügelskeletts mit den menschlichen Extremitäten zurückzuführen (Lilienthal, 1889; Lippisch, 1925; Stolpe, 1939; Hertel, 1963; Herzog, 1963, 64 u. 68) Arm- und Handflügel teilen sich die Aufgaben von Auftrieb- und Vortrieberzeugung.

Beim **Aufschlag** großer Vögel soll durch geeignete Flügelverwindung insbesondere der Armflügelabschnitt Auftrieb erzeugen. Wegen der geringen Schlaggeschwindigkeit ist dort die negative Arbeitskraft relativ klein. Der Handflügel, also der äußere Flügelteil, wird gleichzeitig auftriebslos hoch geführt. Eine negative Arbeitskraft kann so - trotz großer Schlaggeschwindigkeit - in diesem Bereich nicht entstehen. In vielen Fällen wird dem Handflügel auch negativer Auftrieb zugeschrieben. Dies soll insbesondere zur Schuberzeugung beitragen. Kleinere Vögel unterdrücken die aerodynamischen Wirkungen des Aufschlags oft ganz. Sie führen in diesem Fall die Flügel im weitgehend zusammengefalteten Zustand nach oben.



Beim **Abschlag** wird dagegen die Auftriebserzeugung überwiegend in den Bereich des Handflügels verlagert und der Armflügel entlastet. Die im Handflügelabschnitt vorliegende, große Schlaggeschwindigkeit führt, zusammen mit den dort vorherrschenden großen Querkräften, zu beachtlichen positiven Schubwerten und ebensolchem Auftrieb.

Bei Anwendung der reinen Auftriebsverlagerung ist der Auftrieb immer gleich groß. Entweder wird er im Armflügel- oder im Handflügelbereich erzeugt. Alleine aus seiner Verlagerung resultiert ein positiver Gesamtschub. Dies wird recht anschaulich mit der Verschiebung der Flügelfläche längs des Flügelholms bzw. durch das über Hügel Schlitten fahrende Mäxchen von Erich v. Holst (1970) beschrieben.

Die Schuberzeugung lässt sich steigern, wenn man den Auftrieb nicht nur verlagert, sondern auch seine Größe zyklisch ändert. Beim Aufschlag soll er klein sein und beim Abschlag groß. Konzentriert man sich beim Ornithopter allein auf die Größenänderung, so kann man die Auftriebsverteilungsform – beispielsweise die elliptische – generell beibehalten. Sie ist dann beim Aufschlag nur kleiner und beim Abschlag größer zu wählen. Auch auf diese Weise kann positiver Schub erzeugt werden. Dies wird in reiner Form mit Ornithoptern praktiziert, bei denen eine starre Tragfläche mit veränderlichem Anstellwinkel parallel auf und ab bewegt wird. Nachteilig daran ist jedoch, dass die zur Schuberzeugung erforderliche, relativ starke Auftriebsschwankung eine entsprechende Wellenbahn des Gesamtschwerpunktes bewirkt.

Beide Einzelmaßnahmen, also die Verlagerung und die Größenänderung des Auftriebs, führen für sich alleine gesehen zu unbefriedigenden Ergebnissen. Schon Otto Lilienthal ging daher von einer Kombination dieser Maßnahmen aus. Überhaupt hat dieser Luftfahrtpionier das Arbeitsprinzip des Schlagflügels – einschließlich des Aufschlages – praktisch vollständig beschrieben. Außerdem stimmen seine, am Beispiel des Storchenflügels dargestellten Kraftvektorbilder bzw. die damit angegebene Auftriebsverteilungsform, in phänomenalem Maße mit den hier gezeigten Ergebnissen moderner aerodynamischer Berechnungsmethoden überein (vergleiche nachstehendes Bild mit Bild 2.10).

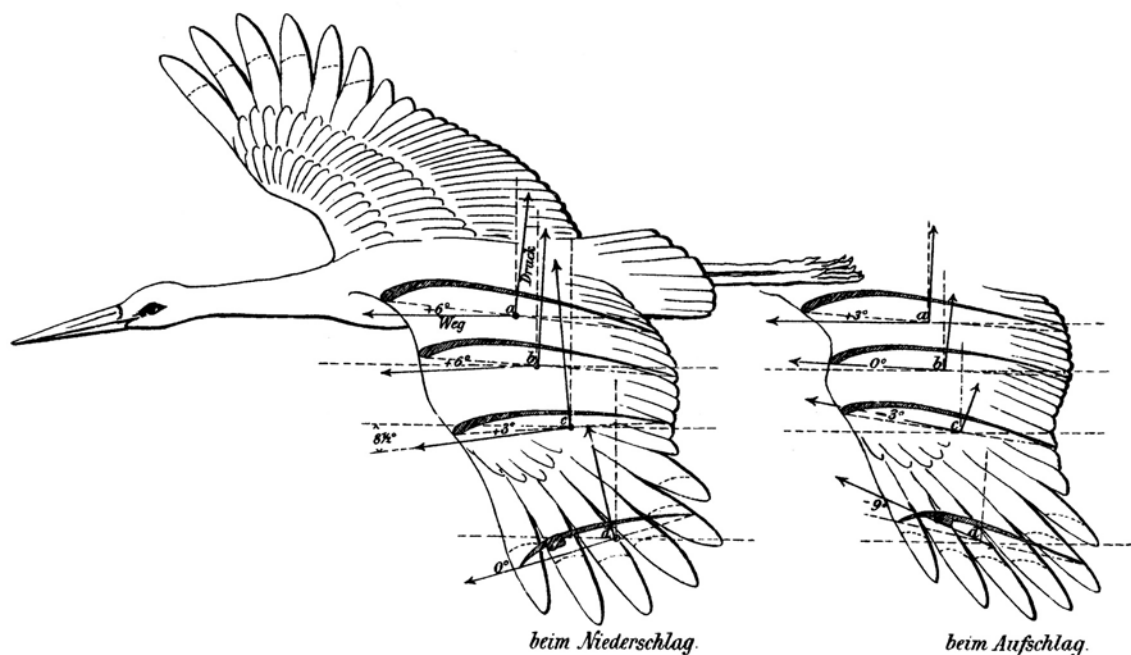


Bild 2.3 Der Storchenflug, von Otto Lilienthal, mit Darstellung der Auftriebsverteilung durch Kraftvektoren

Die Erforschung der Physik des Vogelfluges geht immer weiter. Trotz der bei Vögeln sehr komplexen Vorgänge sind heute Kraft-, Bewegungs- und sogar Profilmessungen an fliegenden Vögeln möglich (Nachtigall, BIONA-Report 3, 1985). Auch Schub- und Auftriebsberechnungen werden näherungsweise durchgeführt (Oehme, 1965, 1985). Leider lassen sich die dabei gewonnenen Erkenntnisse nur selten für Ornithopter verwenden. Zu unterschiedlich sind die angewandten Techniken. Nachdem aber die Natur das große Vorbild ist, wird man sich von der Biologie immer wieder neue Anregungen für Weiterentwicklungen holen können. Gerade diese fachübergreifende Denkweise macht die Ornithopterentwicklung ja so besonders reizvoll. Für die Anwendung biologischer Prinzipien in der Technik wurde sogar ein eigenes Lehrfach eingerichtet - die „Bionik“. Die Ornithopterentwicklung gehört sicherlich zu einem guten Teil in dieses Fachgebiet.

### 2.3 Beschreibungen der Zirkulationsverteilung

Entsprechend dem Funktionsprinzip der natürlichen Vorbilder soll auch beim technischen Schlagflügel eine Verlagerung und eine Größenänderung der Zirkulation stattfinden. Beim Aufschlag soll die Gesamtzirkulation kleiner und etwas in Richtung Flügelwurzel verlagert sein. Beim Abschlagn ist sie dagegen größer und der Zirkulationsschwerpunkt mehr zur Flügelspitze verschoben. In folgendem Bild ist dies unter Bezug auf die elliptische Gleitflugverteilung im Prinzip dargestellt.

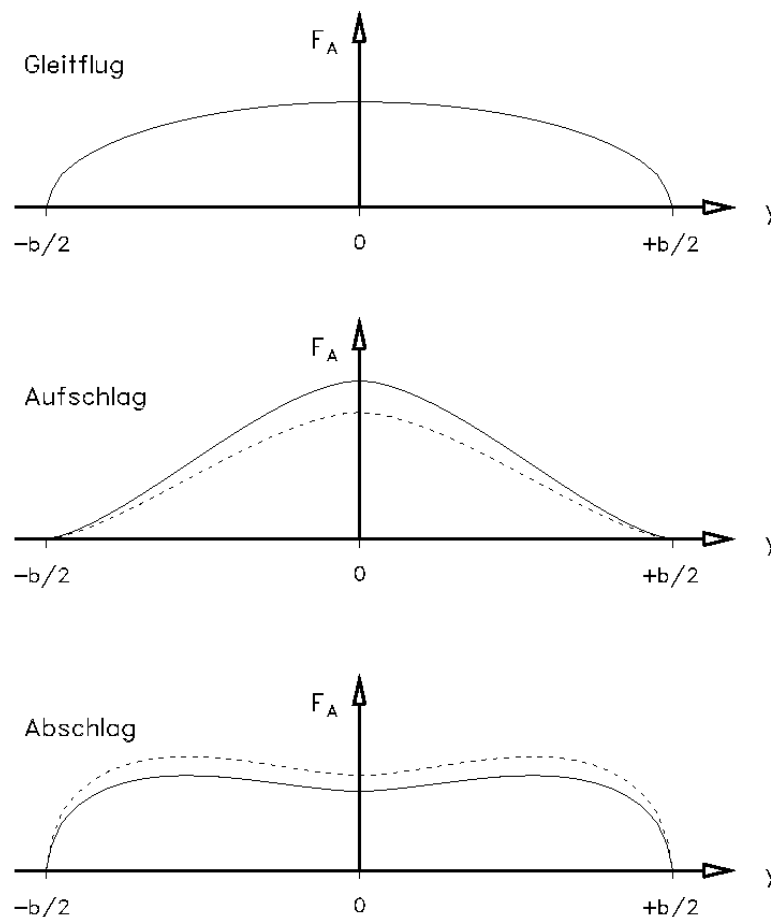


Bild 2.4 Zirkulationsverlagerung längs der Spannweite

— unter Beibehaltung der mittleren Zirkulationsgröße

---- bei Veränderung der mittleren Zirkulationsgröße entsprechend dem Vogelflugprinzip

Auf zwei bewährte Gleichungssysteme kann bei der Beschreibung der Zirkulationsverteilung zurückgegriffen werden. Laut einem älteren Vorschlag von A. Betz (Pröll, 1951 S. 253 bis 261; Durand, 1935) gelten folgende Beschreibungen.

$$\text{Zirkulationsverteilung} \quad \Gamma_{(y)} = \Gamma_m \cdot \frac{4}{\pi} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{s}\right)^2} \cdot \frac{1 + a \cdot \left(\frac{y}{s}\right)^2}{1 + \frac{a}{4}} \quad (2.1)$$

$$\text{Abwindverteilung} \quad v_{i(y)} = \frac{\Gamma_m}{b} \cdot \frac{2}{\pi} \cdot \frac{1 - \frac{a}{2} + 3a \cdot \left(\frac{y}{s}\right)^2}{1 + \frac{a}{4}} \quad (2.2)$$

$$\text{mittlere Zirkulation im Gleitflug} \quad \Gamma_{mG} = \frac{m_M \cdot g}{\rho \cdot v_G \cdot b} \quad (2.3)$$

mit	$\Gamma_{(y)}$	Zirkulation am Flügelort „y“ [m <sup>2</sup> /s]
	$\Gamma_m$	mittlere Zirkulation [m <sup>2</sup> /s] im Betrachtungszeitpunkt, z.B. lt. Gl. (2.3)
	$\Gamma_{mG}$	mittlere Zirkulation [m <sup>2</sup> /s] im Gleitflug
	$v_{i(y)}$	Abwind am Flügelort „y“ [m/s]
	y	Abstand des betrachteten Flügelortes von der Flügelwurzel [m]
	b	Flügelspannweite [m]
	s	Halbspannweite [m]
	a	Verteilungsparameter, frei wählbar
	$m_M$	Gesamtmasse des Flugmodells [kg]
	g	Ortsfaktor der Fallbeschleunigung [9,81 m/s <sup>2</sup> ]
	$v_G$	Fluggeschwindigkeit im Gleitflug [m/s]
	$\rho$	Wichte der Luft [etwa 1,225 kg/m <sup>3</sup> ]

Durch die Variation des Verteilungsparameters „a“ lässt sich die Zirkulationsverteilung  $\Gamma_{(y)}$  und die damit verbundene Abwindverteilung in weiten Grenzen verändern. In nachfolgendem Bild sind einige Beispiele unter Beibehaltung der mittleren Zirkulation dargestellt.

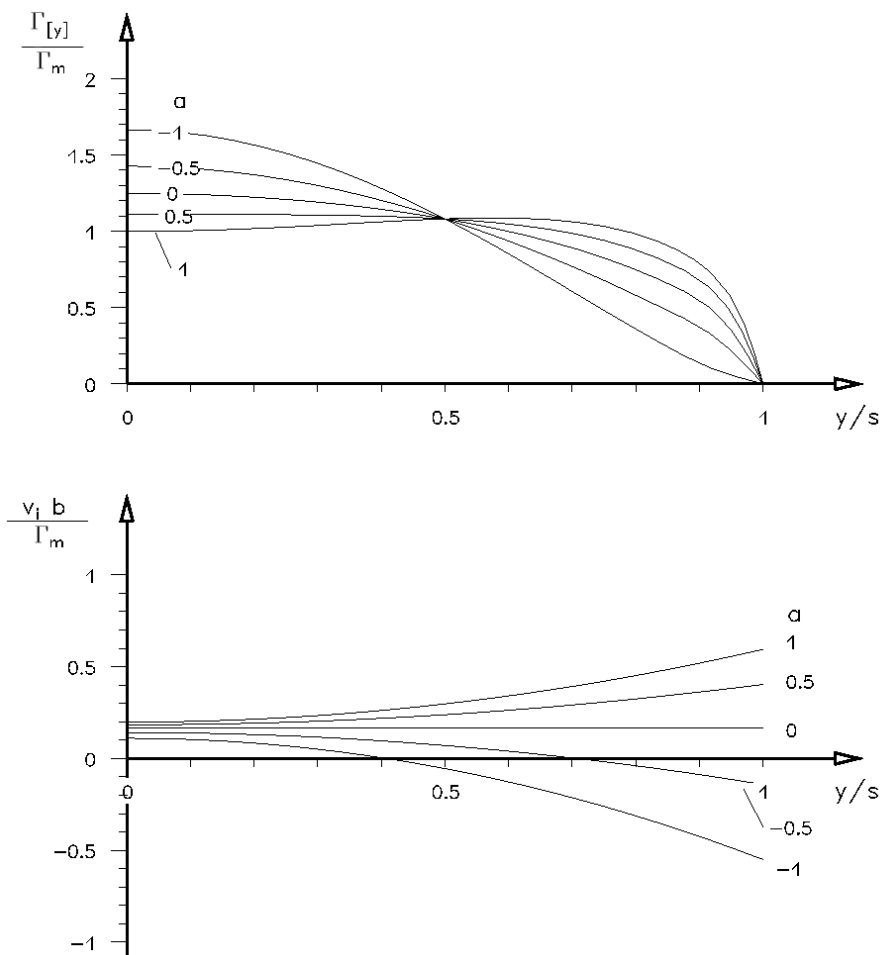


Bild 2.5 Verschiedene Zirkulationsverteilungen (oben) und Abwindverteilungen (unten) durch Variation des Verteilungsparameters „a“ nach A. Betz, mit  $b=2,8$  m und  $\Gamma_m=1$  [m<sup>2</sup>/s].

Mit Ausnahme des Abwindverlaufes der elliptischen Zirkulationsverteilung sind die Abwindverläufe längs der Spannweite deutlich gekrümmt. A. Betz (1919) selbst fordert aber für schwach belastete Propeller, dass die Abwindverteilung geradlinig verlaufen soll. Zwischen einem schwach belasteten Propeller und einem Schlagflügel besteht zumindest beim Abschlag eine enge Verwandtschaft. Geradlinige Abwindverteilungen werden daher wohl auch bei Schlagflügeln vorteilhaft sein - zumindest solange man sie unter quasistationären Bedingungen betrachtet. Das Gleichungssystem von A. Betz wird hier daher nicht weiter verwendet<sup>\*)</sup>. Es bietet jedoch Experimentiermöglichkeiten, wenn man von der nachstehend verwendeten Zirkulationsbeschreibung abweichen möchte.

Ein neueres Gleichungssystem stammt von R. T. Jones (1950). Er weist damit außerdem für die Vortriebszeugung des Abschlages das Minimum des induzierten Widerstandes für eine Zirkulationsverteilung nach, deren Abwindverteilung gerade ist und die an der Flügelwurzel den Wert Null hat (Jones, 1980). Seine Gleichungen lauten wie folgt.

<sup>\*)</sup> Mit den Gleichungen von A. Betz wurde in den achtziger Jahren für die Schlagflügelmodelle EV5 und EV6 Berechnungen durchgeführt. Die daraus resultierende Flügelverwindung ähnelt den späteren Ergebnissen mit dem Gleichungssystem von R. T. Jones.

Zirkulationsverteilung

$$\Gamma_{(y)} = \Gamma_m \cdot \left[ \left( \frac{12}{\pi} - 6y_\Gamma \right) \cdot \sqrt{1 - \left( \frac{y}{s} \right)^2} + \left( 18y_\Gamma - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left( \frac{y}{s} \right)^2 \cdot \operatorname{arccosh} \left( \frac{s}{y} \right) \right] \quad (2.4)$$

Abwindverteilung

$$v_{i(y)} = \Gamma_m \cdot \frac{9}{s} \cdot \left[ \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_\Gamma + \left( \frac{\pi}{2} \cdot y_\Gamma - \frac{2}{3} \right) \cdot \frac{y}{s} \right] \quad (2.5)$$

Relativer Druckpunkt Abstand von der Flügelwurzel

$$y_\Gamma = \frac{c_\Gamma}{6 \cdot \pi} \quad (2.6)$$

- mit
- $\Gamma_{(y)}$  Zirkulation am Flügelort „y“ [m<sup>2</sup>/s]
  - $\Gamma_m$  mittlere Zirkulation [m<sup>2</sup>/s] im Betrachtungszeitpunkt, z.B. lt. Gl. (2.3)
  - $v_{i(y)}$  Abwind am Flügelort „y“ [m/s]
  - $y_\Gamma$  Relativer, auf die Halbspannweite „s“ bezogener Druckpunkt Abstand von der Flügelwurzel (ohne Dimension)
  - $c_\Gamma$  Verteilungsparameter bzw. Zirkulationskennzahl
  - $y$  Abstand des betrachteten Flügelortes von der Flügelwurzel [m]
  - $s$  Halbspannweite [m]

Etwas ungewohnt in vorstehender Gleichung ist vielleicht der Arcus Cosinus der Hyperbelfunktion (arccosh). Moderne Taschenrechner und Rechenprogramme bieten diese Funktion aber auf Tastendruck an, so dass man sich nicht näher mit der Bedeutung dieses Ausdrucks befassen muss<sup>\*)</sup>.

Einige ganzzahlige Werte der Zirkulationskennzahl  $c_\Gamma$  führen zu besonderen Verteilungsformen (nächstes Bild).

- $c_\Gamma=5$  Wird - ausgehend von der elliptischen Zirkulationsverteilung - beim Aufschlag der Einstellwinkel an der Flügelwurzel konstant gehalten, so liegt bei dieser Zirkulationskennzahl der minimale induzierte Widerstand vor. Der Gesamtauftrieb ist dann jedoch deutlich kleiner als bei der elliptischen Ausgangsverteilung (unter Beibehaltung des Flügelwurzel-Anstellwinkels etwa halb so groß).
- $c_\Gamma=6$  Dies ist der untere Grenzwert, bei dem an der Flügelspitze gerade noch keine negative Zirkulation entsteht. Negative Zirkulation an der Flügelspitze führt beim Aufschlag zwar zu Abtrieb, aber auch zu Vortrieb. Bei den Vögeln wird dies meist angenommen.
- $c_\Gamma=7$  Bei Tragflügeln führt diese Zirkulationskennzahl gegenüber der elliptischen Verteilungsform, bei gleichzeitig 15%-iger Vergrößerung der Spannweite, zu einer etwa 15%-igen Reduzierung des induzierten Widerstandes. Das Biegemoment an der Flügelwurzel bleibt dabei konstant. Der Holmquerschnitt des Flügels mit der elliptischen Ausgangsverteilungsform braucht also nicht verstärkt werden.
- $c_\Gamma=8$  Dies ist die Zirkulationskennzahl der elliptischen Auftriebsverteilung. Sie ist bekanntlich optimal in Bezug auf den induzierten Widerstand von Tragflügeln mit begrenzter Spannweite. Bei gegebenem Auftrieb und gegebener Spannweite führt sie zum minimalen induzierten Widerstand.

---

<sup>\*)</sup> Es gilt auch  $\operatorname{arccosh} \left( \frac{s}{y} \right) = \ln \left( \frac{s}{y} + \sqrt{\left( \frac{s}{y} \right)^2 - 1} \right)$

$c_r=9$  Der damit vorliegende Druckpunkt Abstand führt beim Abschlag - bei gegebenem Biegemoment an der Flügelwurzel - in Bezug auf den induzierten Widerstand zur optimalen Vortriebszeugung. Der Abwind ist an der Flügelwurzel gleich Null. Hält man beim Abschlag den Einstellwinkel an der Flügelwurzel gegenüber dem Gleitflug konstant, so verschiebt sich dieser Optimalpunkt geringfügig zu kleineren  $c_r$ -Werten.

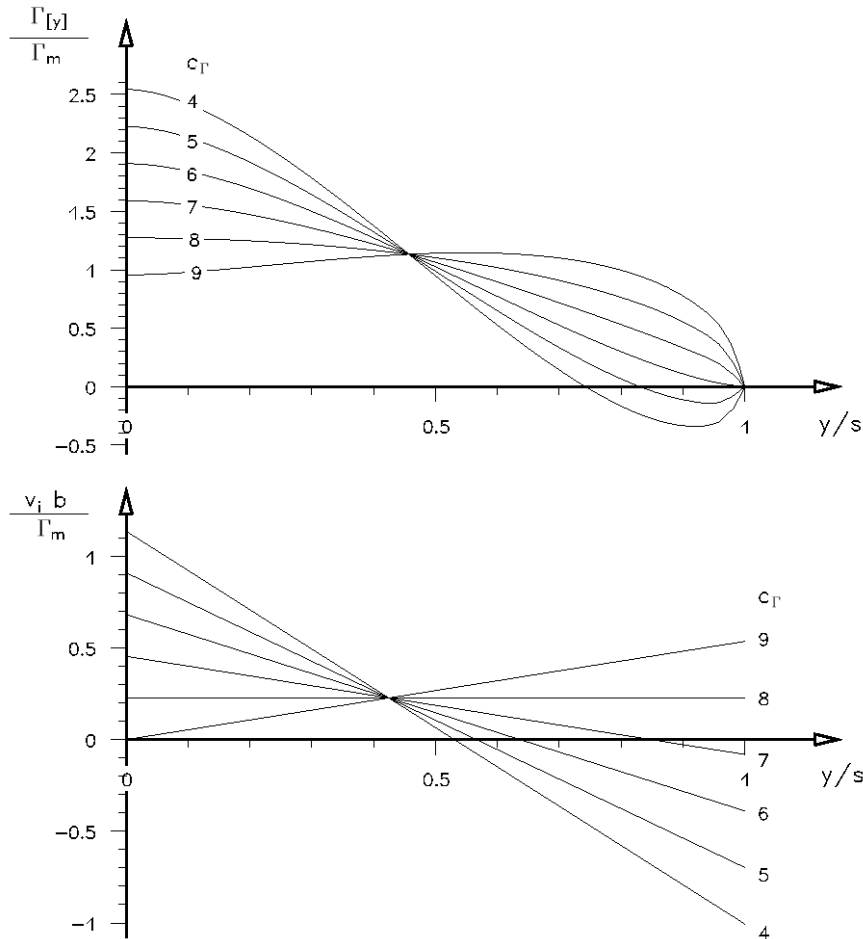


Bild 2.6 Variationen der Zirkulationsverteilung (oben) und der Abwindverteilung (unten) durch Variation der Zirkulationskennzahl  $c_r$  nach R. T. Jones (mit  $b=2,8$  m und  $\Gamma_m=1$  m<sup>2</sup>/s )

Folgende zwei Druckpunkt Abstände führen ebenfalls zu exponierten Verteilungsformen. Diese sind im nächsten Bild dargestellt.

$c_r=0$  Dabei ist das Schlagmoment der negativen Zirkulation im Bereich der Flügelspitze gerade so groß wie das Schlagmoment der positiven Zirkulation im Bereich der Flügelwurzel. Der Flügel ist daher auch ohne äußere Kräfte momentenfrei. Die Schlagbewegung lässt sich damit in beiden Richtungen ohne Kraftaufwand durchführen. Der positive Teil der Zirkulation ist aber größer als der negative. Es entsteht so im Mittel zwar kein Vortrieb, aber immer noch etwas Auftrieb (bei Beibehaltung des Flügelwurzel-Anstellwinkels ca. 30% vom Auftrieb mit  $c_r=8$ ).

$c_r=12$  Bei diesem Druckpunkt Abstand ist der elliptische Anteil der Zirkulationsbeschreibung gleich Null (erste runde Klammer und der Wurzelausdruck in der Gleichung 2.4). Damit ist aber auch die Zirkulation an der Flügelwurzel gleich Null. Es ist dies eine Verteilungsform, wie sie etwa bei einem Propeller vorliegt (gilt nicht für Abwindverteilung, da hier kein Zirkulationswechsel in Spannweitenmitte vorliegt).

Bei Aufschlagverteilungen mit einer Zirkulationskennzahl unter Null wandert der Druckpunkt, vom Flügel aus gesehen, auf die andere Seite des Schlaglagers. Dies bedeutet, dass der Flügel dann nicht mehr durch aerodynamische Kräfte nach oben geschlagen wird. Diese wirken nun in ihrer Gesamtheit entgegen der Schlagbewegung. Wenn also beim Aufschlag negative Zirkulationskennzahlen vorliegen, so muss der Antrieb Energie in Schlagrichtung aufbringen. Der Flügel arbeitet dann auch bei diesem Takt überwiegend als Propeller.

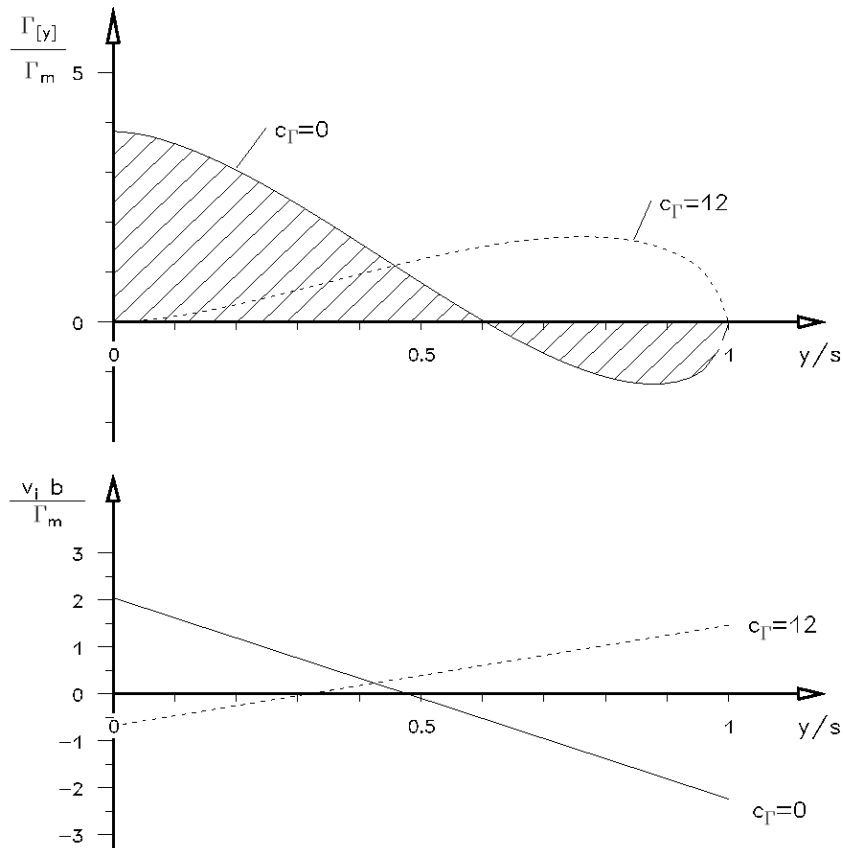


Bild 2.7 Zirkulations- und Abwindverteilung mit den Zirkulationskennzahlen „0“ und „12“ (mit  $b=2,8$  m und  $\Gamma_m=1$  m<sup>2</sup>/s).

Im Abstand „y“ von der Flügelwurzel lässt sich die Zirkulation unter Berücksichtigung der örtlichen Werte von Flügeltiefe  $l_{(y)}$ , effektiver Anströmgeschwindigkeit  $v_{e(y)}$  und dem Auftriebsbeiwert  $c_{a(y)}$  wie folgt beschreiben.

$$\Gamma_{(y)} = \frac{1}{2} \cdot c_{a(y)} \cdot l_{(y)} \cdot v_{e(y)} \quad (2.7)$$

Für die örtliche Anströmgeschwindigkeit längs des Flügels  $v_{e(y)}$  ist natürlich die Fluggeschwindigkeit  $v_K$  im stationären Kraftflug in starkem Maße mitentscheidend. Diese lässt sich aber rechnerisch nicht ohne weiteres ermitteln. Auch mit bloßem Auge ist beim normalen Reiseflug der Vögel zwischen Gleit- und Kraftflug kaum ein Geschwindigkeitsunterschied wahrnehmbar. Im theoretischen Rechenmodell<sup>\*)</sup> liegt die

<sup>\*)</sup> Mit Hilfe der Gleichungen von R. T. Jones wurde ein Rechenprogramm für Schlagflügel entwickelt. Die Zahlenwerte und die meisten der hier gezeigten Diagramme sind damit erstellt worden. Die Erläuterung und Darstellung der verwendeten Gleichungen und Rechenalgorithmen würde hier aber zu weit führen. Um dennoch die Randbedingungen der hier gezeigten Ergebnisse kennen zu lernen, sind die wichtigsten Eingangsparameter und Ergebnisse des zugrunde liegenden „Rechenmodells“ im Anhang A aufgeführt.

Kraftfluggeschwindigkeit meist nur wenige Prozentpunkte höher als im Gleitflug. Man kann daher in erster Näherung Gleit- und Kraftfluggeschwindigkeit auch gleichsetzen.

Auch die Veränderungen der örtlichen Anströmgeschwindigkeit infolge der Schlagbewegung lassen sich vernachlässigen. Für dadurch dann notgedrungen nur sehr grobe Berechnungen setzt man in vorstehende Gleichung anstelle von  $v_{e(y)}$  einfach die Gleitfluggeschwindigkeit  $v_G$  ein. Empfehlenswert ist es aber, zumindest bei höheren Schlagzahlen und großen Spannweiten, wenigstens die Veränderungen infolge der Schlaggeschwindigkeit in die Berechnung einfließen zu lassen (s. Gl. 5.6)

Für überschlägige Betrachtungen wird hier auch die Flügeltiefe längs der Spannweite konstant gehalten. Es liegt dann ein Flügel mit rechteckigem Grundriss vor. Gemäß Gl. 2.7 gilt dann

$$c_{a(y)} = \frac{2 \cdot \Gamma_{(y)}}{l \cdot v_{e(y)}} \quad (2.8)$$

Anhand dieses Funktionsverlaufes kann man jetzt, wie im Kapitel 6 noch gezeigt wird, das Profil für den Schlagflügel gezielt auswählen.

Mit Hilfe des Auftriebsbeiwertes lässt sich unter vorstehenden Nahrungsbedingungen auch noch die Größe der Querkraft im Abstand „y“ von der Flügelwurzel beschreiben.

$$F_{Q(y)} = c_{a(y)} \cdot q_{K(y)} \cdot l \quad (2.9)$$

mit  $q_K$  örtlicher Staudruck im Kraftflug [ $N/m^2$ ] (z.B. im Gleitflug  $q_G = \rho/2 \cdot v_G^2$  mit  $\rho$ =Luftsdichte). Bei Berücksichtigung der mittleren Kraftfluggeschwindigkeit und der veränderlichen Geschwindigkeit längs der Spannweite ist hier der örtliche Staudruck  $q_{K(y)}$  einzusetzen.

l Flügeltiefe [m]. Sie ist hier, bei einem Flügel mit rechteckigem Grundriss, konstant. Bei davon abweichendem Grundriss ist die jeweils örtliche Flügeltiefe  $l_{(y)}$  einzusetzen.

Will man bis zur Ermittlung der mittleren Auftriebskraft vordringen, so ist wegen der Schlagbewegung, zusätzlich zu der Lagebeschreibung von Bild 1.6, auch die zeitliche Lageveränderung der Vektoren im Raum zu berücksichtigen (hierzu Bild 8.2). Diese Veränderungen insgesamt rechnerisch zu beschreiben würde hier aber zu weit führen.

## 2.4 Zirkulationsfaktor

Den von A. Betz und R. T. Jones entwickelten Gleichungssystemen zur Variation der Zirkulationsverteilung ist gemeinsam, dass diese Variation unter Beibehaltung der mittleren bzw. der Gesamtzirkulation erfolgt. Wie aus nachstehendem Bild hervorgeht, ändert sich dabei aber mit jeder neuen Verteilungsfunktion auch die Zirkulation  $\Gamma_{(0)}$  an der Flügelwurzel.



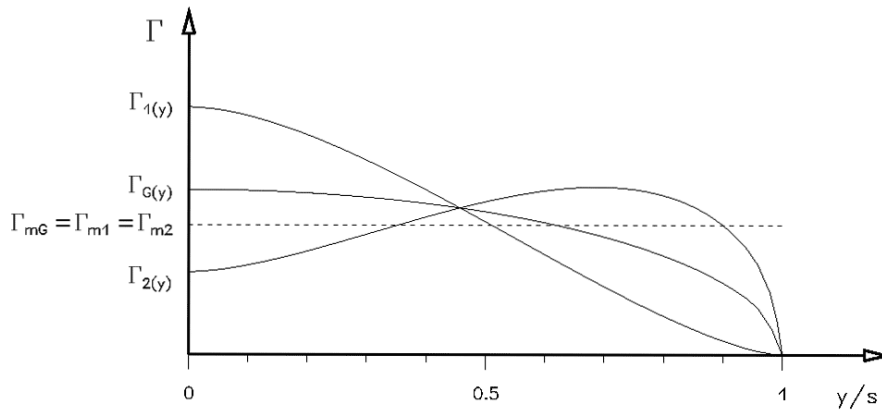


Bild 2.8 Änderung der Zirkulation an der Flügelwurzel bei Variation der Zirkulationsverteilung nach R. T. Jones

Demnach muss sich in Folge Gleichung (2.8) auch der Auftriebsbeiwert bzw. der Anstellwinkel an der Flügelwurzel während der Schlagbewegung verändern. Bei Zeitlupenaufnahmen großer Vögel im stationären Flug ist jedoch eine Flügelverdrehung an der Flügelwurzel kaum bzw. überhaupt nicht zu erkennen.

Folgt man diesen Vorbildern und will man den Einstellwinkel an der Flügelwurzel trotz stark veränderter Zirkulationsverteilungsform konstant halten, so muss die Größe der mittleren Zirkulation angepasst werden. Dies geschieht mit dem so genannten Zirkulationsfaktor  $k_\Gamma$  (k-Gamma). Er beschreibt die Größenänderung der Gesamtzirkulation an einem Schlagflügel infolge der sich ändernden Zirkulationsverteilung, wenn gleichzeitig der Einstellwinkel an der Flügelwurzel konstant gehalten wird.

Bei konstantem Einstellwinkel  $\alpha_E$  muss die Summe aus dem Anstellwinkel  $\alpha$  und dem induzierten Abwindwinkel  $\alpha_i$  immer konstant bleiben. An der Flügelwurzel mit dem Flügelortzähler  $j = 0$  ist also

$$\alpha_{E0} = \alpha_0 + \alpha_{i0} = \text{konstant} \quad (2.10)$$

Folglich gilt an der Flügelwurzel für das Verhältnis des Einstellwinkels von zwei Betriebszuständen

$$\frac{\alpha_{N0} + \alpha_{iN0}}{\alpha_{G0} + \alpha_{iG0}} = 1 \quad (2.11)$$

Der Index G steht hier für den Gleitflug und der Index N für die mittlere Phase eines Schlagtaktes. Die in der Gleichung enthaltenen Winkel an der Flügelwurzel werden nun zunächst allgemein für beliebige Betriebszustände beschrieben.

## Anstellwinkel

Nach dem Satz von Kutta Joukowski gilt für die Zirkulation an einem Flügelort im Abstand  $y$  von der Flügelwurzel

$$\Gamma_{(y)} = \frac{1}{2} \cdot c_{a(y)} \cdot l_{(y)} \cdot v_{(y)} \quad (2.12)$$

Darin ist  $c_a$  der Auftriebsbeiwert,  $l_y$  die örtliche Flügeltiefe und  $v_y$  die örtliche, effektive Anströmgeschwindigkeit. Für die Zirkulation an der Flügelwurzel im Abstand  $y = 0$  schreibt man also

$$\Gamma_0 = \frac{1}{2} \cdot c_{a0} \cdot l_0 \cdot v_0 \quad (2.13)$$

Daraus kann man ableiten

$$c_{a0} = \frac{2 \cdot \Gamma_0}{l_0 \cdot v_0} \quad (2.14)$$

Der Auftriebsbeiwert  $c_a$  kann mit Hilfe des Anstellwinkels  $\alpha$  und dem Auftriebsgradienten<sup>\*)</sup>  $c_\alpha$  des Profils beschrieben werden.

$$c_{a0} = \alpha_0 \cdot c_\alpha \quad (2.15)$$

so dass gilt

$$\alpha_0 = \frac{2 \cdot \Gamma_0}{l_0 \cdot v_0 \cdot c_\alpha} \quad (2.16)$$

Ausgangsbasis für die Beschreibung der darin enthaltenen Zirkulation  $\Gamma$  ist die Gleichung (2.4) von R. T. Jones.

$$\Gamma_{(y)} = \Gamma_m \cdot \left[ \left( \frac{12}{\pi} - 6y_\Gamma \right) \cdot \sqrt{1 - \left( \frac{y}{s} \right)^2} + \left( 18y_\Gamma - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left( \frac{y}{s} \right)^2 \cdot \operatorname{arccosh} \left( \frac{s}{y} \right) \right] \quad (2.17)$$

Am Flügelort  $y = 0$  ist

$$\Gamma_0 = \Gamma_m \cdot \left( \frac{12}{\pi} - 6y_\Gamma \right) \quad (2.18)$$

Eingesetzt in Gleichung (2.16) ergibt das für den Anstellwinkel an der Flügelwurzel

$$\alpha_0 = \frac{2 \cdot \Gamma_m}{l_0 \cdot v_0 \cdot c_\alpha} \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_\Gamma \right) \quad (2.19)$$

### Induzierter Abwindwinkel

Für ihn gilt an der Flügelwurzel mit der Abwindgeschwindigkeit  $v_i$  und der Anströmgeschwindigkeit  $v$

$$\alpha_{i0} = \arctan \left( \frac{v_{i0}}{v_0} \right) \quad (2.20)$$

Die Abwindgeschwindigkeit  $v_i$  beschreibt R. T. Jones mit der Gleichung 2.5.

An der Flügelwurzel ist der Abwind dann

$$v_{i0} = \Gamma_m \cdot \frac{9}{s} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_\Gamma \right) \quad (2.21)$$

Oben eingesetzt ergibt das

$$\alpha_{i0} = \arctan \left[ \frac{\Gamma_m}{v_0} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_\Gamma \right) \right] \quad (2.22)$$

Da es sich beim Abwindwinkel  $\alpha_i$  generell um sehr kleine Winkel handelt, kann man die atan-Funktion durch die Radiant-Beschreibung ersetzen und insgesamt schreiben

$$\alpha_{i0} = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\Gamma_m}{v_0} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_\Gamma \right) \quad (2.23)^{**})$$

Setzt man nun  $\alpha$  und  $\alpha_i$  in die eingangs beschriebene Beziehung der Einstellwinkel ein (2.11), so erhält man folgende Gleichung.

<sup>\*)</sup> Der Auftriebsgradient  $c_\alpha$  entspricht der Steigung des Auftriebsbeiwertes pro Grad Anstellwinkel ( $dc_a/d\alpha$ ).

<sup>\*\*) In einer Rechensoftware bei der die Winkel nur im Bogenmaß angegeben werden (z.B. Mathcad) entfällt der Faktor  $180/\pi$ .</sup>

**Winkelverhältnis**

$$\frac{\frac{2 \cdot \Gamma_{mG}}{l_0 \cdot v_G \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma G} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\Gamma_{mG}}{v_G} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\frac{2 \cdot \Gamma_{mN}}{l_0 \cdot v_N \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma N} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\Gamma_{mN}}{v_N} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N} \right)} = 1 \quad (2.24)$$

Bei den verschiedenen Größen steht hier der Taktindex „G“ für Gleitflug und N“ wie „Nummer“, stellvertretend für den Index Nr. „1“ als Kennzahl für den Aufschlag und den Index Nr. „2“ als Kennzahl für den Abschlag.

durch Ausklammern

$$\frac{\Gamma_{mG}}{\Gamma_{mN}} \cdot \frac{\left[ \frac{2}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma G} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right) \right] \cdot \frac{1}{v_G}}{\left[ \frac{2}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma N} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N} \right) \right] \cdot \frac{1}{v_N}} = 1 \quad (2.25)$$

und durch Umstellen

$$\frac{\Gamma_{mN}}{\Gamma_{mG}} = \frac{\frac{2}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma G} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\frac{2}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma N} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N} \right)} \cdot \frac{v_N}{v_G} \quad (2.26)$$

Das Verhältnis der mittleren Zirkulationen ist der gesuchte Zirkulationsfaktor  $k_\Gamma$ . Er beschreibt die Größenänderung der mittleren Zirkulation am Flügel beim Übergang vom Gleitflug auf eine bestimmte Phase eines Schlagtaktes. In der Regel wird der Zirkulationsfaktor hier nur für die Phasen von Auf- und Abschlag mit gestrecktem Flügel angegeben.

$$k_{\Gamma N} = \frac{\Gamma_{mN}}{\Gamma_{mG}} \quad (2.27)$$

Das Geschwindigkeitsverhältnis  $v_N/v_G$  am Ende der Gleichung (2.26) ist das Verhältnis der Fluggeschwindigkeiten von Kraft- und Gleitflug  $v_K/v_G$ . Es entspricht dem Geschwindigkeitsfaktor  $k_v$  der als Eingangsparameter des Rechenmodells verwendet wird.

$$k_{\Gamma N} = \frac{\frac{1}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma G} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{9}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\frac{1}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma N} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{9}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N} \right)} \cdot k_v \quad (2.28)$$

oder noch etwas gekürzt

$$k_{\Gamma N} = \frac{\frac{1}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{2}{\pi} - y_{\Gamma G} \right) + \frac{270}{\pi \cdot b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\frac{1}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left( \frac{2}{\pi} - y_{\Gamma N} \right) + \frac{270}{\pi \cdot b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N} \right)} \cdot k_v \quad (2.29)$$

bzw.

$$k_{\Gamma N} = \frac{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma G}}{l_0 \cdot c_\alpha} + \frac{270}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma N}}{l_0 \cdot c_\alpha} + \frac{270}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N} \right)} \cdot k_v \quad (2.30)$$

mit	$\Gamma_{mN}$	mittlere Zirkulation eines Taktes im Betrachtungszeitpunkt, z.B. in Schlagmitte
	$\Gamma_{mG}$	mittlere Zirkulation im Gleitflug
	$k_{\Gamma N}$	Zirkulationsfaktor eines Taktes im Betrachtungszeitpunkt, z.B. in Schlagmitte
	$y_{\Gamma G}$	auf die Halbspannweite „s“ bezogener Druckpunkt Abstand im Gleitflug
	$y_{\Gamma N}$	auf die Halbspannweite „s“ bezogener Druckpunkt Abstand eines Taktes im jeweiligen Betrachtungszeitpunkt, z.B. in Schlagmitte
	$l_{(0)}$	Flügeltiefe an der Flügelwurzel [m]
	$c_\alpha$	Auftriebsgradient des verwendeten Profils [Grad <sup>-1</sup> ]
	$k_v$	Fluggeschwindigkeitsfaktor (Kraft/Gleit)

Der Zirkulationsfaktor setzt sich insbesondere aus zwei Faktoren zusammen. Der erste Faktor – der mit dem großem Bruchstrich – wird während einer Schlagperiode durch den zeitlich veränderlichen, relativen Druckpunkt Abstand  $y_\Gamma$  der Zirkulationsverteilung variiert. Der zweite Faktor wird vom Verhältnis der Fluggeschwindigkeiten von Kraft- zu Gleitflug bestimmt ( $k_v = v_K/v_G$ ), das hier als konstant angenommen wird. Beide Geschwindigkeiten sind in erster Näherung gleich groß. Dieser Faktor kann daher bei überschlägigen Berechnungen auch gleich 1 gesetzt werden (Näheres siehe Abschnitt 8.6).

$$k_v = \frac{v_K}{v_G} \quad (2.31)$$

Die in Gleichung (2.4) und (2.5) einzusetzende mittlere Zirkulation  $\Gamma_m$  bzw.  $\Gamma_{mN}$  bei konstantem Einstellwinkel an der Flügelwurzel folgt in jedem einzelnen Betrachtungszeitpunkt aus

$$\Gamma_{mN} = k_{\Gamma N} \cdot \Gamma_{mG} \quad (2.32)$$

Der Zirkulationsfaktor ändert sich in Abhängigkeit von der Takt- bzw. Gleitflug-Zirkulationskennzahl beispielsweise wie folgt.

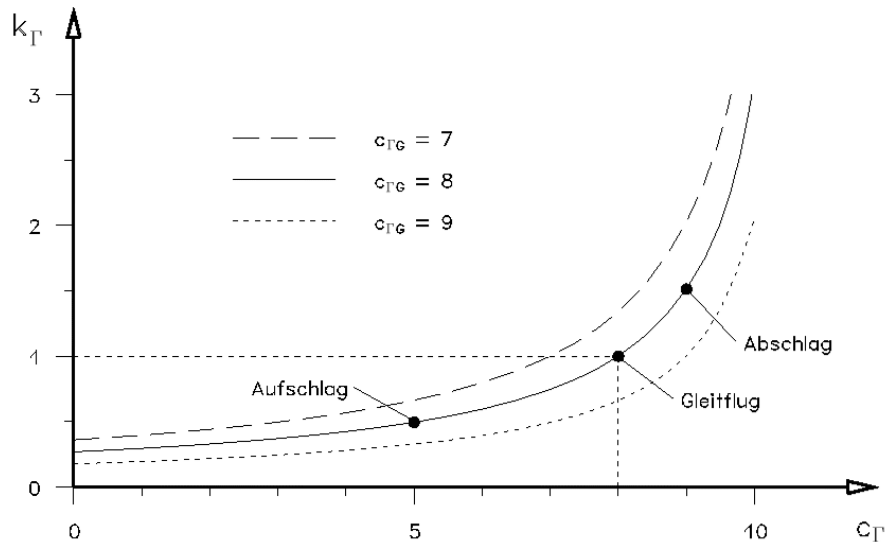


Bild 2.9 Verlauf des Zirkulationsfaktors für drei verschiedene Gleitflugzirkulationskennzahlen. Auf dem Kurvenzug mit der Gleitflugzirkulationskennzahl  $c_{\Gamma G}=8$  sind die Takt-Zirkulationsfaktoren eines Schlagflügels mit den Kennzahlen  $c_\Gamma=5$  bzw. 8 und 9 durch Punkte markiert.

Zum besseren Verständnis der Wirkungsweise des Zirkulationsfaktors soll diese an einem Beispiel demonstriert werden. Dabei werden folgende Zirkulationskennzahlen verwendet.

Gleitflug	$c_{\Gamma G} = 8$
Aufschlag	$c_{\Gamma 1} = 5$
Abschlag	$c_{\Gamma 2} = 9$

Aus vorstehendem Bild lassen sich die dazugehörigen Zirkulationsfaktoren ablesen.

$$k_{\Gamma G} = 1,0$$

$$k_{\Gamma 1} \approx 0,5$$

$$k_{\Gamma 2} \approx 1,5$$

Die mittlere Zirkulation ist also in diesem Beispiel im Betrachtungszeitpunkt beim Aufschlag etwa 0,5-fach und beim Abschlag 1,5-fach so groß wie im Gleitflug. Alleine durch die Beibehaltung des Einstellwinkels an der Flügelwurzel, bei gleichzeitiger Verlagerung des Druckpunktabstandes längs der Halbspannweite, wird die Zirkulation beim Aufschlag also kleiner und beim Abschlag größer als im Gleitflug. Dies entspricht der Tendenz, wie sie für das Arbeitsprinzip der Vögel gefordert wird.

Die aus vorstehendem Beispiel resultierenden Zirkulationsverteilungen unter Berücksichtigung der Zirkulationsfaktoren zeigt folgendes Bild.

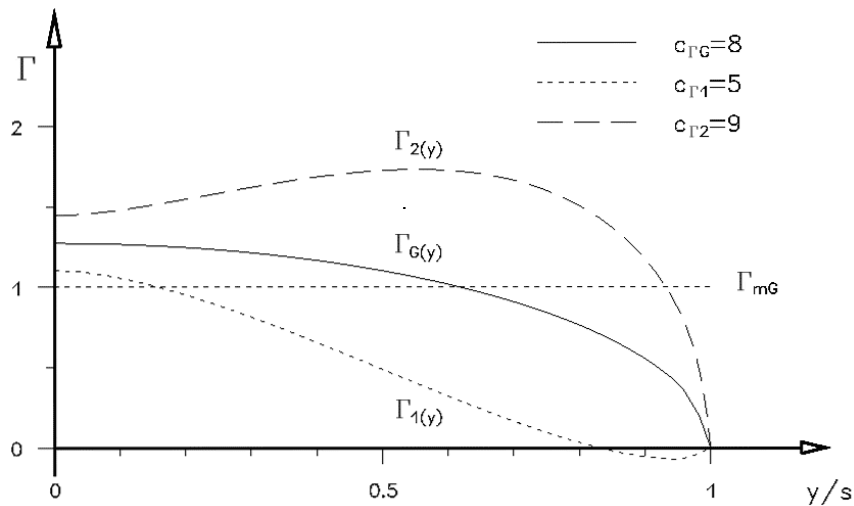


Bild 2.10 Zirkulationsverteilungen mit den Zirkulationskennzahlen 5, 8 und 9 unter Beibehaltung des Einstellwinkels an der Flügelwurzel.

Die noch verbliebenen Unterschiede der Flügelwurzelzirkulation rühren von den verschiedenen Abwindwinkeln her. Der Anstellwinkel  $\alpha_{(0)}$  lässt sich für die geforderten  $c_a$ -Werte anhand der Profilpolaren ablesen. Setzt man außerdem die Werte des Rechenbeispiels voraus (Profil Clark Y [11,7],  $l=0,28$  m,  $b=2,8$  m, weitere Daten siehe Anhang A) so erhält man für die Winkel an der Flügelwurzel etwa folgende Werte.

		Gleitflug	Aufschlag	Abschlag
Bahnneigungswinkel	$\delta_{(0)}$	$0^\circ$	$0^\circ$	$0^\circ$
Anstellwinkel der Profilsehne	$\alpha_{(0)}$	$5,2^\circ$	$4,1^\circ$	$6,3^\circ$
induzierter Abwindwinkel	$\alpha_{i(0)}$	$1,1^\circ$	$2,2^\circ$	$0^\circ$
Druckseitentangentenwinkel	$\sigma$	$-2,0^\circ$	$-2,0^\circ$	$-2,0^\circ$
Einstellwinkel	$\alpha_{E(0)}$	$4,3^\circ$	$4,3^\circ$	$4,3^\circ$

Durch den unterschiedlichen Abwindwinkel  $\alpha_i$  kommt es also an der Flügelwurzel - trotz Beibehaltung des Einstellwinkels  $\alpha_E$  - zu Änderungen des Anstellwinkels der Profilsehne  $\alpha$  (Winkeldefinitionen siehe Abschnitt 6.5). Diese spiegeln sich in vorstehendem Bild in der Änderung der Zirkulation bzw. des Auftriebsbeiwertes an dieser Stelle wider.

Die in vorstehendem Bild gezeigten Zirkulationsverteilungen von Auf- und Abschlag gelten jeweils in Schlagmitte. Dort liegt die maximale Schlaggeschwindigkeit vor. In den Endlagen zwischen den beiden Schlagbewegungen wird der Schlagflügel jeweils einen Augenblick still stehen. Man kann zumindest unter quasistationären Bedingungen annehmen, dass dort für einen Moment die gleiche Zirkulationsverteilung wie im Gleitflug vorliegen wird. Die Funktionsübergänge zwischen diesen vier Eckpunkten hängen vom zeitlichen Verlauf der Schlagbewegung ab. Darauf wird im Abschnitt 8 noch näher eingegangen.

## 2.5 Vortriebsverlauf

Der grundsätzliche Verlauf der Auftriebs- bzw. Querkraft längs des Flügels entspricht, zumindest bei gleicher Anströmgeschwindigkeit am ganzen Flügel, dem der Zirkulation. Für verschiedenen Zirkulationskennzahlen lassen sich daher die charakteristischen Veränderungen des Auftriebs aus Bild 2.6 ablesen. Dazu ist es aber auch mal interessant, die dazugehörigen Vortriebsverläufe kennen zu lernen. In nachstehendem Bild sind einige abgebildet.

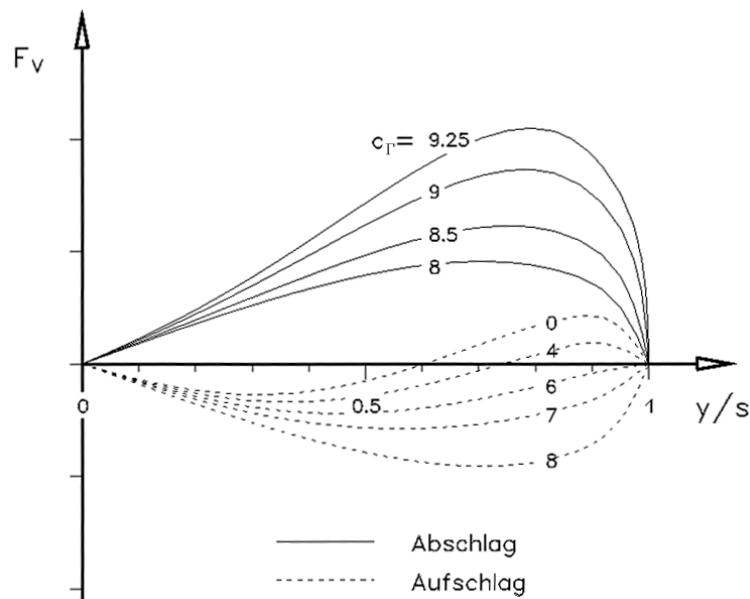


Bild 2.11 Prinzipieller Arbeitskraft- bzw. Vortriebsverlauf bei verschiedenen Zirkulationskennzahlen und ohne Drehung der Flügelwurzel. Die Vortriebskraft  $F_V$  ist in Bild 1.2 und Gl. (1.2) beschrieben.

Da an der Flügelwurzel keine Schlagbewegung statt findet, hat der Vortrieb an dieser Stelle – trotz großer Zirkulation - immer den Wert Null. Außerdem gehen an der Flügelspitze die Zirkulation und damit auch der Vortrieb auf Null zurück. Dazwischen wird die Kraftgröße durch den jeweiligen Zirkulationsverlauf bestimmt.

Mit vorstehendem Bild wird die Aussage aus der Vogelflugforschung bestätigt, dass der Vortrieb überwiegend im Handflügelbereich erzeugt wird. Gleichzeitig soll mit diesem Bild aber auch der Meinung entgegen gewirkt werden, dass man auf den Vortrieb des Armereichs ohne weiteres verzichten kann. Wie aus den Kurvenzügen des Abschlages ersichtlich, ist der Vortriebsanteil der inneren Flügelhälfte beachtlich. Außerdem wird der Maximalwert im Handbereich nur schwerlich gleich groß gemacht werden können, wenn er erst am Handgelenk – also etwa in Flügelmitte – bei Null beginnt. Es ist also für gestreckte bzw. nicht abgewinkelte Schlagflügel zweckmäßig, Arm- und Handflügelabschnitt zusammen als eine Einheit anzusehen.

Bei Ornithoptern, bei denen die Armflügel starr angeordnet sind und nur die Handflügel schlagen (Händler, 1983), erstreckt sich der Vortrieb natürlich nur auf den Handbereich. Wegen der relativ kurzen Schlaglänge wird man die Schlaggeschwindigkeit erheblich steigern müssen, um den gleichen mittleren Vortrieb zu erzielen wie bei einem im Ganzen schlagenden Flügel. Um die Propellerwirkung des Handflügels zu verbessern ist es dabei womöglich vorteilhaft, ihn durch einen Grenzschichtzaun vom nur Auftrieb erzeugenden Armflügel zu trennen. Wie in solchen Fällen die Zirkulationsverteilung aussehen soll, darüber gibt es noch keine Vorstellungen.

### 3 Induzierter Widerstand

Der induzierte Widerstand hat seine Ursache in der Auftriebserzeugung. Er spiegelt die Verluste des Wirbelsystems wider, die bei Flügeln mit endlicher Spannweite durch die Umströmung der Flügelspitze entstehen. Bei der Suche nach optimalen Zirkulationsverteilungen von Auf- und Abschlag spielt er sicher eine entscheidende Rolle.

Es wird hier zunächst die Größe des induzierten Widerstandes bei verschiedenen Zirkulationsverteilungen beschrieben. Anschließend wird der Versuch unternommen, das Wirbelbild eines Schlagflügels zu skizzieren.

#### 3.1 Größe des induzierten Widerstandes

Den mittleren induzierten Widerstand eines Tragflügels bei Variation der Zirkulationsverteilung beschreibt R. T. Jones (1950) wie folgt,

$$F_{Wi} = \Gamma_m^2 \cdot \rho \cdot \frac{2}{\pi} \cdot \left( \frac{9}{2} \cdot \pi^2 \cdot y_\Gamma^2 - 12\pi \cdot y_\Gamma + 9 \right) \quad (3.1)$$

Der induzierte Widerstand für einen Tragflügel im Gleitflug mit elliptischer Zirkulationsverteilung, also mit  $c_\Gamma=8$  und  $y_\Gamma$  lt. Gl. 2.6, ergibt auch hier den bekannten Ausdruck

$$F_{Wi\,ell} = \Gamma_{mGell}^2 \cdot \rho \cdot \frac{2}{\pi} \quad (3.2)$$

Für einen herkömmlichen Tragflügel ist es dabei vielleicht mal interessant, Spannweite und Zirkulationsverteilung in einer Weise zu ändern, bei welcher der Druckpunkt Abstand  $y_\Gamma$  und die mittlere Zirkulationsgröße und damit das Biegemoment an der Flügelwurzel konstant gehalten wird. Der induzierte Widerstand ändert sich dann lt. Jones nach folgender Gleichung

$$\frac{F_{Wi}}{F_{Wi\,ell}} = 8 \cdot \left( \frac{s_{ell}}{s} \right)^4 - 16 \cdot \left( \frac{s_{ell}}{s} \right)^3 + 9 \cdot \left( \frac{s_{ell}}{s} \right)^2 \quad (3.3)$$

Darin ist  $s_{ell}$  die Bezugs-Halbspannweite bei elliptischer Verteilungsform.

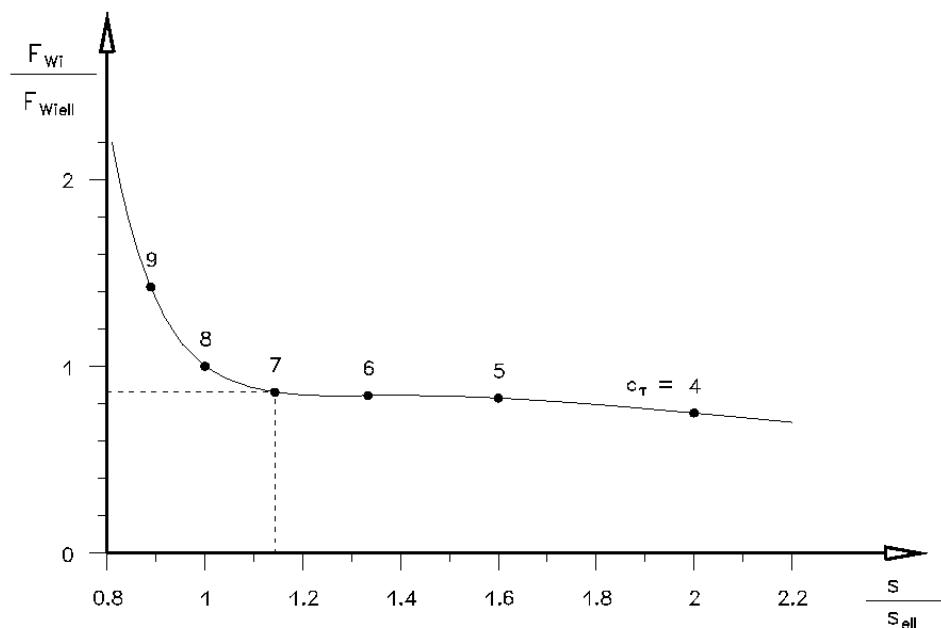


Bild 3.1 Der Verlauf Widerstandsverhältnisses  $F_{Wi} / F_{Wi\,ell}$  bei konstanter mittlerer Zirkulation und konstantem Druckpunkt Abstand von der Flügelwurzel



Man erkennt, dass mit  $s/s_{\text{ell}}=1$  nicht das absolute Minimum des induzierten Widerstandes erreicht ist. Wenn man die Form der Zirkulationsverteilung zur Flügelspitze hin abflacht, bewirkt man schon mit einer 15%-igen Spannweitenvergrößerung einen etwa 15% kleineren induzierten Widerstand. Und das wohlgemerkt, unter Beibehaltung des Biegemomentes an der Flügelwurzel. Das Minimum des induzierten Widerstandes bei elliptischer Verteilungsform gilt ja bekanntlich auch nur für Tragflügel mit begrenzter Spannweite.

Beim Schlagflügel ist es interessant, den unterschiedlichen Verlauf des induzierten Widerstandes mit und ohne Flügelwurzelverdrehung bzw. mit und ohne Zirkulationsfaktor zu untersuchen. In nachstehendem Bild ist der Verlauf des Widerstandsverhältnisses  $F_{\text{Wi}} / F_{\text{Wi ell}}$  unter den Bedingungen einer Druckpunktwanderung in y-Richtung nach folgenden Gleichungen dargestellt.

Mit Flügelwurzelverdrehung (mittlere Zirkulation konstant)

$$\frac{F_{\text{Wi}}}{F_{\text{Wi ell}}} = \frac{9}{2} \cdot \pi^2 \cdot y_{\Gamma}^2 - 12\pi \cdot y_{\Gamma} + 9 \quad (3.4)$$

Ohne Flügelwurzelverdrehung (mit Hilfe des Zirkulationsfaktors)

$$\frac{F_{\text{Wi}}}{F_{\text{Wi ell}}} = k_{\Gamma}^2 \cdot \left( \frac{9}{2} \cdot \pi^2 \cdot y_{\Gamma}^2 - 12\pi \cdot y_{\Gamma} + 9 \right) \quad (3.5)$$

mit  $y_{\Gamma}$  lt. Gl. (2.6)

$k_{\Gamma}$  lt. Gl. (2.30)

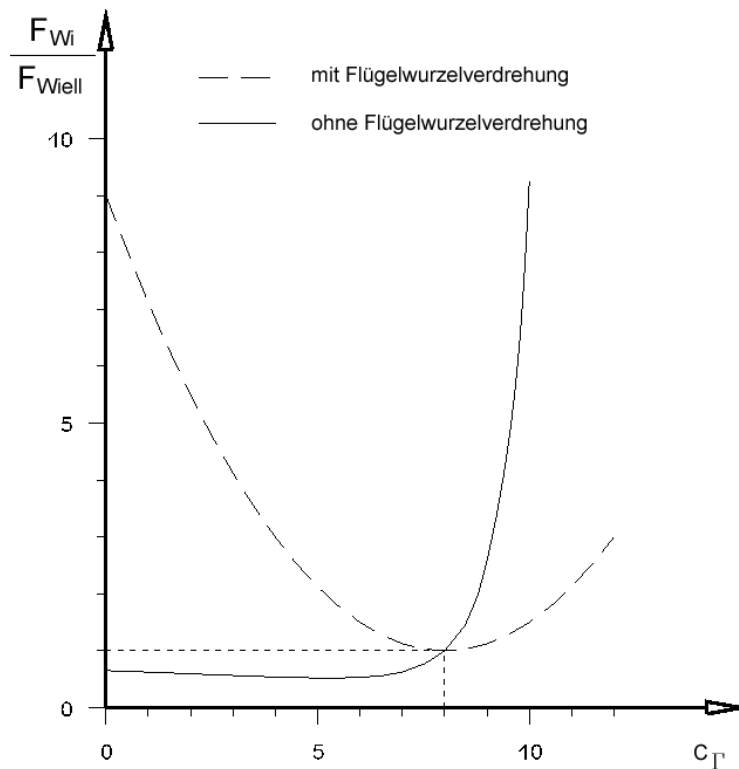


Bild 3.2 Der Verlauf des induzierten Widerstandes bei Änderung des Druckpunktabstandes  $y_{\Gamma}$ , bezogen auf den induzierten Widerstand der elliptischen Zirkulationsverteilung

- mit konstanter mittlerer Zirkulation (mit Flügelwurzelverdrehung)
- mit veränderlicher mittlerer Zirkulation entsprechend dem Zirkulationsfaktor (ohne Flügelwurzelverdrehung)

Das Bild zeigt, dass bei konstanter Zirkulationsgröße der induzierte Widerstand im Nahbereich der elliptischen Verteilungsform nur geringfügig zunimmt. Weicht die Zirkulationskennzahl  $c_T$  jedoch deutlich von 8 ab, so ist der Widerstandsanstieg beträchtlich. Mit der Zirkulationskennzahl  $c_T=0$  beträgt er beispielsweise das 9-fache der elliptischen Verteilungsform.

Behält man den Einstellwinkel an der Flügelwurzel bei, so ergibt sich unter Berücksichtigung des dann wirksam werdenden Zirkulationsfaktors ein völlig anderes Bild. Im Aufschlagbereich, also bei Druckpunktabständen unterhalb von  $c_T=8$ , ist der induzierte Widerstand relativ konstant und beträgt nur etwa das 0,6-fache der elliptischen Verteilungsform. Ein sehr flaches Minimum liegt bei etwa  $c_T=5$  vor. Im Hinblick auf den induzierten Widerstand ist es also ohne große Bedeutung, welche Zirkulationskennzahl man beim Aufschlag wählt. Beim Abschlag dagegen steigt der induzierte Widerstand mit größer werdender Zirkulationskennzahl stark an. Schon bei  $c_T=9$  erreicht er das 2,6-fache der elliptischen Verteilung.

## 3.2 Wirbelsystem des Schlagflügels

### 3.2.1 Darstellung von Wirbelsystemen am Tragflügel

Um sich ein Bild von den Strömungsverhältnissen an einer Tragfläche mit endlicher Spannweite zu machen geht man zunächst davon aus, dass längs der Spannweite eine konstante Zirkulation besteht. Zur Vereinfachung der Wirbelbetrachtung kann man außerdem das Tragflächenprofil gedanklich soweit verkleinern und zusammenschnüren, dass es letztendlich nur noch die Stärke einer Linie annimmt. Die Länge dieser Linie entspricht der Spannweite. Unter Beibehaltung der Zirkulation wirken dann immer noch die gleichen Auftriebskräfte wie bei den tatsächlichen Profilabmessungen. Die Tragfläche wird sozusagen durch eine "tragende Linie" ersetzt, deren ebenfalls zusammengeschnürtes Zirkulations- bzw. Wirbelsystem man auch als "Wirbelfaden" und als einen in der Tragfläche "gebundenen Wirbel" bezeichnet.

Für den Wirbelfaden gilt aber nun, dass er nicht einfach im freien Raum enden kann. Nach den Wirbelgesetzen muss ein Wirbelfaden entweder bis zu den Raumgrenzen reichen oder in sich geschlossen sein. An den Enden der tragenden Linie müssen also entweder wie im Windkanal Wände sein, oder wie im Flug "freie Wirbel" ansetzen. Letztere werden von der Strömung nach hinten gebogen. Hinter der Tragfläche entsteht so ein seitlich von zwei annähernd geraden Wirbeln begrenzter Streifen. Dieses Wirbelgebilde aus gebundenen und freien Wirbeln wird auch als "Hufeisenwirbel" bezeichnet. Dessen beide "Enden" sind in letzter Konsequenz durch den so genannten "Anfahrwirbel" zu einem geschlossenen Ring verbunden oder enden am Boden.

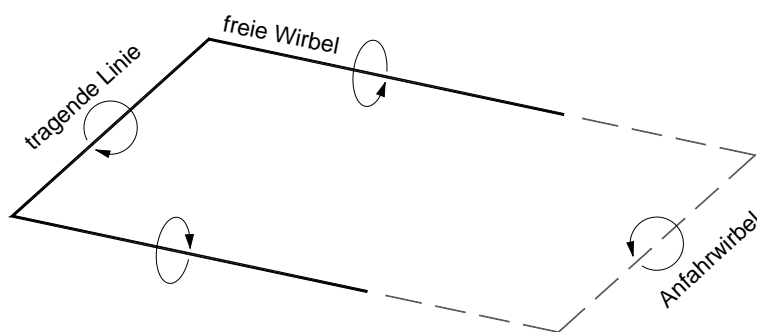


Bild 3.3 Vereinfachtes Wirbelsystem des endlichen Tragflügels im stationären Horizontalflug

Das mit dem Hufeisenwirbel entworfene Wirbelbild des endlichen Tragflügels ist zwar noch recht grob, es lassen sich aber doch schon einige Gesetzmäßigkeiten davon ableiten.

Die Wirbelfelder der beiden Hufeisenschenkel addieren sich in dem von ihnen gebildeten Streifen und ergeben zusammen ein flächenförmiges Abwindfeld. Es reicht in Flugrichtung vom Anfahrwirbel bis zur Tragfläche. Da außerdem beide freien Wirbelfäden selber im Abwindfeld des jeweils anderen liegen, entwickelt dieser gegenläufige Doppelwirbel eine stabile Eigenbewegung nach unten. Durch die fortschreitende Bewegung des Tragflügels wird sein Abwindfeld ständig nach vorne verlängert.

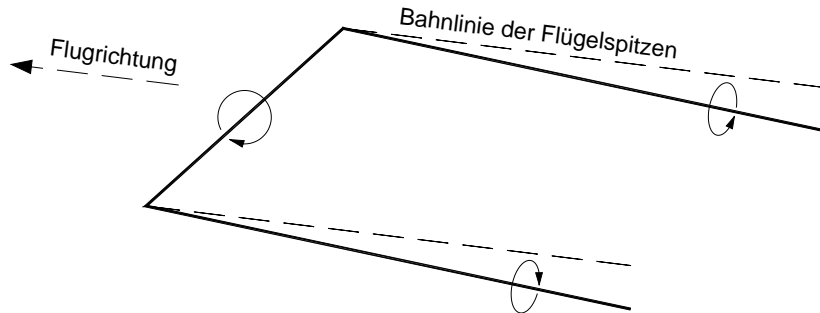


Bild 3.4 Vereinfachtes Wirbelsystem des endlichen Tragflügels im stationären Horizontalflug

Aus dem Blickwinkel der Auftriebserzeugung folgt daraus, dass entlang des Flugweges ständig einer bestimmten Luftmenge - bei elliptischer Zirkulationsverteilung mit der Breite der Spannweite - ein Bewegungsimpuls nach unten erteilt wird. Die daraus resultierende Reaktionskraft ist der Auftrieb. Die insgesamt in das Wirbelsystem hineingesteckte Bewegungsenergie spiegelt den energetischen Aufwand für die Auftriebserzeugung wider und lässt sich mit Hilfe des induzierten Widerstandes beschreiben. Dieser wird daher in der Literatur stellenweise auch als "Auftriebswiderstand" bezeichnet.

Verfeinert man das Wirbelmodell des Hufeisenwirbels, so sind parallel zur tragenden Linie weitere gebundene Wirbel anzuordnen. In deren Verlängerung setzen dann ebenso nach hinten freie Wirbelfäden an.

Der Abstand der freien Wirbelfäden ist abhängig von der örtlichen Änderung der Zirkulation. Legt man gedanklich einen Ring um den Flügelquerschnitt und verschiebt diesen längs der Spannweite, so kann sich die Zirkulation am Ort des Ringes nur ändern, wenn mit ihm freie Wirbelfäden geschnitten wurden. In nachstehender Abbildung ist beispielsweise das vereinfachte Wirbelsystem eines Tragflügels mit elliptischer Zirkulationsverteilung dargestellt. Starke Änderungen der Zirkulation entlang der Spannweite sind an den kleinen Abständen zwischen den freien Wirbelfäden zu erkennen.

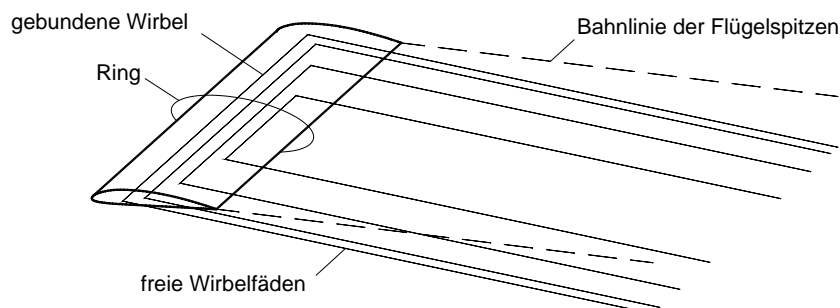


Bild 3.5 Wirbelsystem eines endlichen Tragflügels mit elliptischer Zirkulationsverteilung

Dieses noch recht theoretisch anmutende Wirbelsystem wird etwas anschaulicher, wenn man die dazugehörigen Strömungsvorgänge betrachtet. Durch den Druckunterschied zwischen Flügelober- und -unterseite kommt es zu einer Umströmung der Flügelspitzen. Die daraus resultierende Querströmung längs der Spannweite setzt sich entsprechend der Auftriebsverteilung bis zur Flügelmitte fort und wird erst dort zu Null. Diese unterschiedlichen, seitlichen Bewegungen der Luftteilchen auf Flügelober- und -unterseite ist

die Anströmung von vorn überlagert. Das führt an der Flügelhinterkante zu über Kreuz verlaufenden Strömungslinien. Diese werden dort – bildlich gesprochen – nach hinten zu Wirbelfäden verdrillt. Von der Flügelhinterkante erstreckt sich so ein dünnes, flächenhaftes, spannweitenbreites Wirbeltuch aus Wirbelfäden. Diese Wirbelschicht rollt sich, von den seitlichen Rändern beginnend, allmählich auf und wird dabei wie ein Gummituch auseinander gezogen. In großer Entfernung von der Tragfläche wandelt es sich nach und nach in ein aneinander liegendes Wirbelpaar mit verwaschenen Wirbelkernen um.

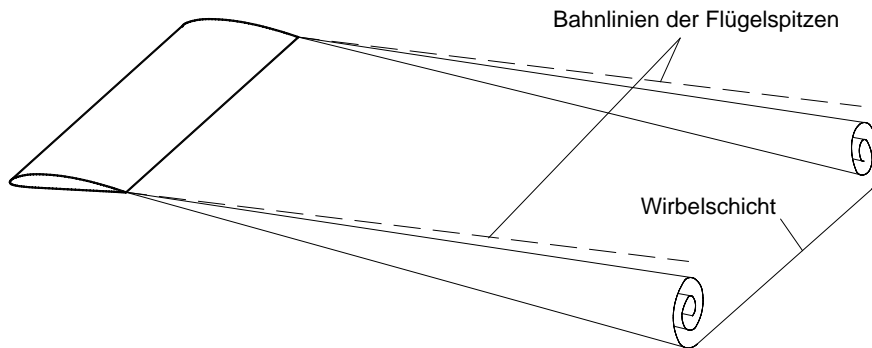


Bild 3.6 Wirbeltuch der Tragfläche mit elliptischer Auftriebsverteilung

Die elliptische Verteilungsform hat die spezielle Eigenschaft, dass der Abwind längs der ganzen Spannweite konstant ist. Das Abwindfeld, das durch die beiden Randwirbelfäden begrenzt wird, bewegt sich sozusagen wie ein steifes, gerades Brett nach unten. Es wird durch die Vorwärtsbewegung des Tragflügels immer weiter verlängert. Die Bewegungsenergie dieses Abwindfeldes erreicht durch seine Steifheit, bzw. seine relative Verformungs- und Bewegungsarmut das Minimum an Energieaufwand, welcher für eine begrenzte Spannweite für die Auftriebserzeugung erforderlich ist.

### 3.2.2 Wirbelsystem des gestreckten Schlagflügels

Wendet man die Gesetzmäßigkeiten des Wirbelsystems eines Tragflügels auf den Schlagflügel an, so sind zunächst die zugrunde liegenden Zirkulationsverteilungen festzulegen. In folgendem werden die von Bild 2.10 verwendet.

Als nächstes wird bei der Untersuchung angenommen, dass der Schlagflügel erst einmal unbeweglich in Schlagmitte bzw. in gestreckter Flügellage steht und dass die Zirkulationsverteilungen der einzelnen Takte über einen längeren Zeitraum konstant bleiben. Man kann dann z.B. für den Abschlag folgendes Wirbelsystem entwerfen.

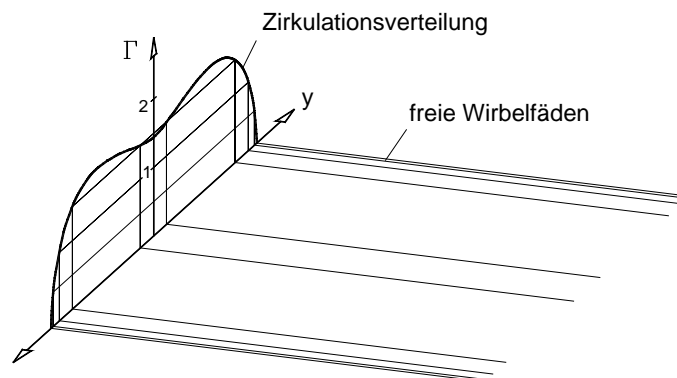


Bild 3.7 Zeichnerische Ermittlung des Wirbelsystems eines Tragflügels mit der Zirkulationsverteilung des Abschlags von Bild 2.10 und mit einer Zirkulationsabstufung der Wirbelfäden von  $0,5 \text{ [m}^2/\text{s]}$

Nun ist zwar der Abwind bei beiden Takten längs der Spannweite nicht konstant. Die dadurch hervorgerufene Verformung des Wirbelfeldes hinter dem Flügel korrekt darzustellen ist jedoch schwierig. Es wird hier daher für die Abbildungen in einer ersten Näherung angenommen, dass das Abwindfeld - trotz der Abweichungen von der elliptischen Zirkulationsverteilung - brettförmig gerade und steif sein soll. Ein Tragflügel, der sich stationär vorwärts bewegt und dabei die gleichen Zirkulationsverteilungen wie ein Schlagflügel in Schlagmitte aufweist, wird dann etwa folgende Wirbelsysteme entwickeln.

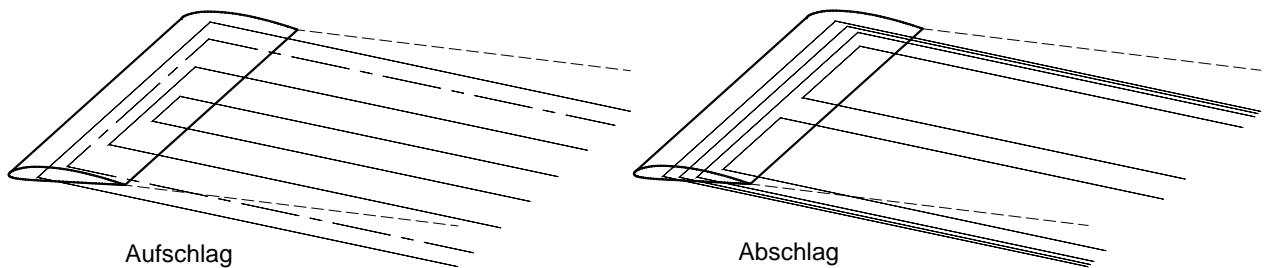


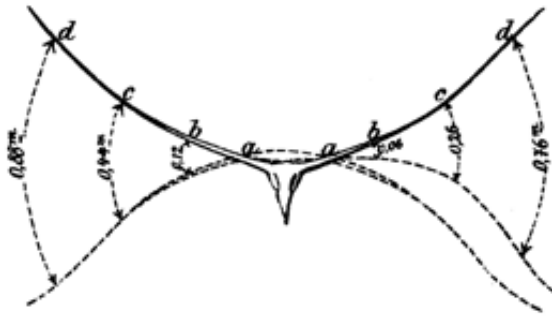
Bild 3.8 Wirbelsysteme eines Tragflügels mit Zirkulationsverteilungen wie in Bild 2.10 und unter der vereinfachenden Annahme eines brettartigen Abwindfeldes.

### 3.2.3 Fächerwirkung

Ein gestreckter, schlagender Flügel wirkt wie ein Luftfächer. Er beschleunigt die erfasste Luft nicht nur nach unten, sondern auch zur Flügelspitze hin. An Hand von Zeitlupenfilmen, wie sie mir beispielsweise Herr A. Piskorsch (1975) vorgeführt hat, kann man dies recht gut nachvollziehen. Diese Filme zeigten große fliegende Vögel, wie beispielsweise Schwäne oder Störche, aus der Blickrichtung von vorne oder von hinten. Dabei wird die Eleganz des Vogelfluges besonders deutlich. Füllt so eine Aufnahme die volle Bildfläche aus und wird sie über mehrere Schlagperioden darin festgehalten, so erlischt der Eindruck des dahin eilenden Vogels. Stattdessen sieht man einen Schlagbewegungsablauf, der mehr auf den Vogelkörper bezogen ist. Die Beobachtung die sich einem dabei aufdrängt, lässt sich wie folgt beschreiben.

Die Bewegung des Schlagflügels verläuft, etwas übertrieben ausgedrückt, etwa wie die einer Peitsche, deren Durchbiegungsmöglichkeit nach oben eingeschränkt ist. Schon kurz vor dem Flügelaufschlag anfangend läuft die an der Schulter beginnende, nach unten gerichtete Flügelabwinkelung wie eine Welle, mit immer größer werdender Amplitude, von der Flügelwurzel zur Flügelspitze. Die kleinere Flügeldurchbiegung des Abschlages nach oben schließt sich harmonisch daran an. Die Wellenbewegung endet etwa beim Durchgang durch die Abschlagmitte mit der maximalen Durchbiegung des Flügels und der einzelnen Schwungfedern nach oben, um dann von neuem an der Flügelwurzel anzusetzen. Insbesondere beim Startvorgang meint man förmlich ein Luftpaket zu sehen, das unter dem Flügel von innen nach außen geknetet wird (siehe auch Aufweitung des Wirbelsystems hinter dem fliegenden Insekt im Bild 3.10).

Die Wirkung dieses peitschenförmigen Bewegungsablaufes ist mit der eines Fischeschwanzes, oder grob gesehen eben mit der eines Luftfächers zu vergleichen (vergleiche folgendes Bild). Der Schlagflügel beschleunigt also die Luft nicht nur nach unten sondern sicher auch zur Seite. Darüber hinaus wird die Bewegungsrichtung der Luftteilchen zur Flügelspitze hin, auch durch Fliehkräfte unterstützt. Diese treten in der Grenzschicht des Schlagflügels infolge der kreisenden Schlagbewegung auf. Die Masse der erfassten Luftschicht ist zwar nicht groß, aber auch ihr Einfluss ist positiv zu bewerten.



Die Beschleunigung der Luft in Richtung Flügelspitze wird in der Natur offensichtlich nach Kräften gefördert. Auch von der Tragflügeltheorie ist bekannt, dass diese Strömungsrichtung recht nützlich sein kann. Dort wird sie insbesondere durch Winglets oder auch durch positive Flügelpfeilung erzeugt und führt zu messbaren Verbesserungen der Tragflügelwirkung.

Bild 3.9 Vorderansicht eines fliegenden Storches \*

Durch die zur Seite gedrängte Luft werden die Wirbelzöpfe hinter dem Flügel nach außen gelenkt, was einer Spannweitenvergrößerung gleich kommt. Auch vom Wirbelbild des Schlagflügels kann man daher annehmen, dass sich die nach außen gerichtete Strömung positiv bemerkbar machen wird. Ähnlich wie beim Tragflügel, werden sich aber vermutlich im Laufe der Zeit hinter dem Schlagflügel die Randwirbel der beiden Flügelseiten einander wieder annähern.

### 3.2.4 Wirbelsystem eines Insekts

Bevor nun die Vorstellung über das Wirbelsystem des Schlagflügels weiter entwickelt wird, soll kurz ein interessantes Ergebnis aus der Biologie betrachtet werden. Es ist das Wirbelbild des „Goldauges“, das Leningrader Zoologen (Brodsky und Ivanov, 1986) aufgenommen haben. In folgendem Bild ist es dargestellt. Es lassen sich daraus interessante Eigenschaften des Wirbelfeldes ablesen.

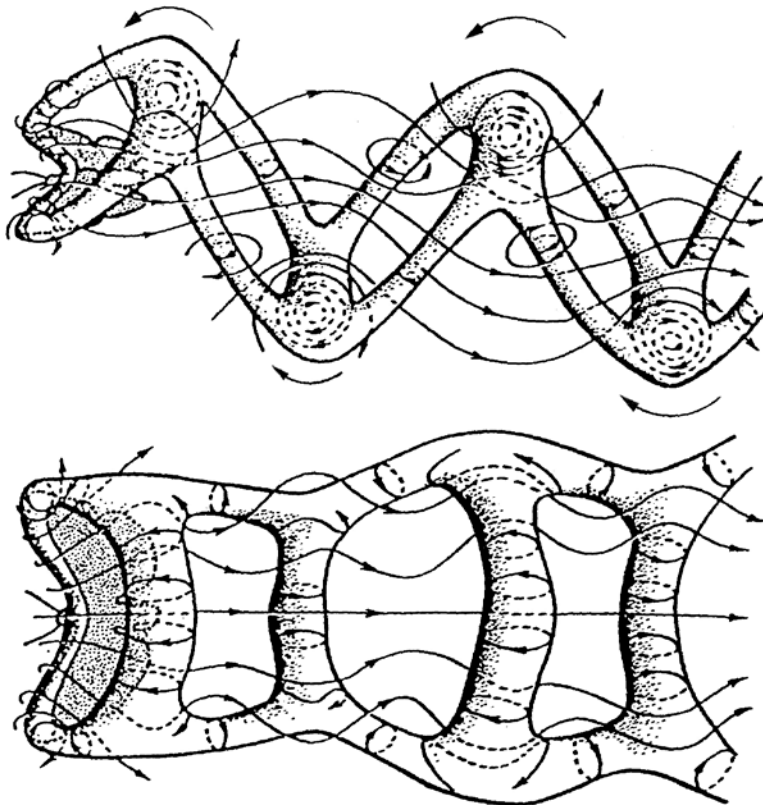


Bild 3.10 Leiterwirbel hinter einem fliegenden Goldauge (Brodsky und Ivanov, 1986)

\* Otto Lilienthal: Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst, Verlagsbuchhandlung R. Gärtners, Berlin 1889

In der Draufsicht ist die nach hinten zunehmende Wirbelverbreiterung infolge der Fächerwirkung deutlich zu erkennen. Sie ist vermutlich durch die geringe Flügelstreckung in diesem Fall besonders kräftig ausgebildet.

Die Rotationsrichtung der Randwirbel wechselt je nach Schlagrichtung. Das Goldauge arbeitet offensichtlich längs des ganzen Flügels mit wechselnder Zirkulationsrichtung. Er durchschwimmt sozusagen das Luftmeer, ähnlich wie ein Fisch das Wasser - ohne allzu viel Auftrieb zu erzeugen.

Die Leitersprossenwirbel in den Schlagflügelendlagen sind gegenüber den Randwirbeln relativ stark ausgeprägt. Die weg schwimmenden, gebundenen Wirbel des auslaufenden Taktes und die Anfahrwirbel des beginnenden Taktes addieren sich in diesem Bereich. Dadurch bleibt an der Leitersprosse ein etwa doppelt so starker Wirbel zurück, als entlang der Bahnlinie der Flügelspitzen.

In der Draufsicht des Leiterwirbelsystems fällt die zyklisch wechselnde Breite des Wirbelstreifens hinter dem Schlagflügel auf. In der oberen Flügelstellung ist sie größer als im übrigen Bereich. Dies ist wahrscheinlich auf die wechselnde V-Stellung der Flügel zurückzuführen. In der oberen Flügelendlage, also bei positiver V-Stellung, werden die freien Wirbel durch den nach außen gerichteten Abwind insbesondere in diese Richtung beschleunigt. Bei negativer V-Stellung mehr nach innen. Vielleicht liegt aber auch der Schlagwinkel nicht symmetrisch zur gestreckten Flügelstellung. Der Ausschlag nach unten ist womöglich größer. Auch dies würde die kürzere untere Leitersprosse erklären.

Die Leiterholme des Wirbelsystems liegen relativ dicht beieinander. Der Fortschrittsgrad, also das Verhältnis von Flug- zu Schlaggeschwindigkeit, ist somit klein. Die Strömungsbedingungen sind daher weitgehend instationär.

Eine Wirkung des Wirbelsystems ist die zwischen den Leiterholmen liegende, nach hinten gerichtete Strömung. An deren Spitze liegt der Schlagflügel. Diese Strömung wirkt sich meines Erachtens nicht als Sog auf den Schlagflügel aus (Clauss, 1968), sondern sie ist eine Reaktion auf den Schlagflügel Schub.

### 3.2.5 Schlagflügel mit veränderlicher Zirkulation

Schon nach älteren Vorstellungen (Lippisch, 1938; Rayner, 1986) werden sich gegen Ende des Aufschlages und am Anfang des Abschlages mit zunehmender Zirkulation Anfahrwirbel bilden, die nach hinten wegschwimmen. Sie bleiben über die seitlichen, freien Wirbel zunächst mit den im Schlagflügel gebundenen Wirbeln in Verbindung. Gegen Ende des Abschlages bzw. am Anfang des Aufschlages lösen sich die gebundenen Wirbel aber mit abnehmender Zirkulation vom Schlagflügel und schwimmen nach hinten weg. Auf diese Weise bleiben hinter dem Schlagflügel geschlossene, in die Länge gezogene Wirbelringe zurück. Im Bereich der oberen Endlage beginnt der Zyklus wieder von vorne.

Zusammen mit diesen Überlegungen wird in nebenstehender Abbildung die Draufsicht auf das Wirbelbild eines Schlagflügelmodells mit zyklisch veränderlicher Zirkulationsverteilung entworfen. Folgende Vereinfachungen wurden dabei angewendet.

- Es werden nur die Bahnlinien der freien Wirbelfaden-Anfangspunkte zum Zeitpunkt Ihrer Entstehung dargestellt. Die spätere, gegenseitig Beeinflussung der freien Wirbelfäden bleibt ohne Auswirkung (Isolinien).
- Die räumliche Gestalt des Wirbelfeldes, die sich infolge der veränderlichen V-Stellung der Flügel und infolge unterschiedlicher Abwindgeschwindigkeiten ergibt, wird in eine horizontale Ebene projiziert.
- Die unterschiedliche Wirbelfeldbreite, die eigentlich in der Draufsicht durch die veränderliche V-Stellung der Flügel entsteht, bleibt unberücksichtigt.

- Auch die Aufweitungen der Wirbelfeldbreite, die im Laufe der Zeit hinter dem Schlagflügel aus der Fächerwirkung folgt, wird vernachlässigt.

Ein entsprechendes Wirbelbild würde auch entstehen, wenn man die gestreckte Flügelstellung beibehält, die Zirkulation in geeigneter Weise zyklisch ändert und die Lage der Wirbel zum Zeitpunkt der Entstehung einfriert.

Der Darstellung wurden die Taktzirkulationen von Bild 2.10 bzw. Bild 3.7 zugrunde gelegt, die jeweils in Schlagmitte vorliegen. In den Schlagflügelendlagen, also in einem Augenblick zwischen den beiden Takten, wird der Schlagflügel für einen Moment stillstehen. Dort kann unter quasistationären Bedingungen in erster Näherung die elliptische Verteilungsform des Gleitfluges angenommen werden.

Außerdem ist der zeitliche Verlauf der Zirkulationsveränderungen nicht sinusförmig, sondern mehr rechteckförmig. Dies zeigt sich in der über einen längeren Zeitraum konstanten Zirkulationsstärke bzw. dem parallel zur Mittellinie liegenden Wirbelfadenverlauf.

Bei der negativen Aufschlagzirkulation wurde außerdem – zusätzlich zu den Wirbelfäden mit einer Zirkulationsabstufung von  $\Delta\Gamma=0,5$  – an der Flügelspitze schon für die deutlich kleinere Zirkulationsstärke ein Wirbelring eingezeichnet. Andernfalls wäre diese Zirkulationsrichtung in dem Wirbelbild überhaupt nicht sichtbar geworden.

An der Stelle  $\Gamma=0$  ist natürlich auch die Zirkulation gleich Null und damit eigentlich kein Wirbelfaden mehr vorhanden. Bei der angewendeten Grobabstufung steht diese Wirbelfaden aber stellvertretend für alle dicht daneben liegenden, realen Zirkulationswerte.

Trotz der starken Vereinfachungen ist das Wirbelbild zunächst nicht so übersichtlich wie das des Hufeisenwirbels und auch nicht so anschaulich wie das Strömungsbild des Goldauges. Bei längerer Betrachtung kann man es jedoch recht gut wie die Höhenlinien eine Landkarte lesen.

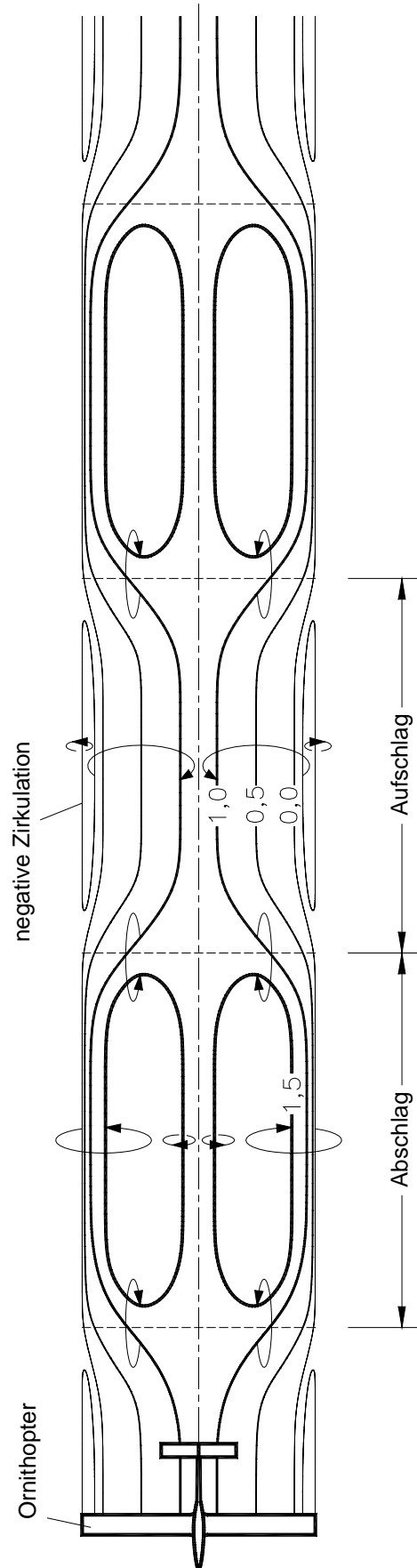


Bild 3.11 Draufsicht auf das vereinfachte Wirbelsystem hinter einem Ornithopter



Den Höhenlinien entsprechen hier die Linien gleicher Zirkulationsstärke. Die quer zur Flugrichtung liegenden Anteile der Wirbelfäden im Bereich der Endlagen ähneln den Leitersprossen. Die Lage der Wirbelfäden ist etwa maßstäblich entsprechend den Rechenmodelldaten gezeichnet.

Die geschlossenen Wirbelringe die in vorstehendem Bild zu sehen sind, werden während des Abschlages erzeugt, liegen aber nur innerhalb einer Halbspannweite. Sie resultieren aus dem „Zirkulationsberg“ in Halbspannweitenmitte.

Am geschlossenen Wirbelring ist in Spannweitenmitte eine Zirkulationsrichtung eingezeichnet, die von unten nach oben verläuft. Dies darf man sich aber nicht so vorstellen, dass sich die Abwindrichtung an dieser Stelle gleich umkehrt. Diese Teile der Wirbelringe liegen ja selber im Abwindfeld der Randwirbel. Durch die eingezeichnete Zirkulationsrichtung in Flügelmitte wird dieses Abwindfeld lediglich abgeschwächt. Aus Bild 2.6 lässt sich jedoch ablesen, dass oberhalb einer Zirkulationskennzahl von  $c_T=9$  der Abwind an der Flügelwurzel kleiner als Null ist. Der Abwind wird dann also negativ. In diesem Fall herrscht an der Flügelwurzel Aufwind statt Abwind. Sinngemäß gilt dies auch beim Aufschlag an der Flügelspitze unterhalb von  $c_T=7$ .

Der Hauptunterschied gegenüber dem Wirbelbild des Goldauges liegt insbesondere in der Anwendung der Auftriebverlagerung - zusätzlich zur Auftriebsgrößenänderung. Die Richtung der Zirkulation während des Auf- und Abschlages ändert sich praktisch nicht – mit der kleinen Ausnahme beim Aufschlag an den Flügelspitzen. Daher fallen auch die Anfahrwirbel und die weg schwimmenden gebundenen Wirbel relativ schwach aus (Anzahl und Weite der geschlossenen Wirbelringe).

### 3.2.6 Der Schubstrahl des Schlagflügels

Nur in Flugrichtung liegende Zirkulationsbewegungen bzw. quer zur Flugrichtung liegende Wirbelfadenanteile können zum Schub beitragen. Letztere zeigen sich insbesondere in der y-z-Ebene des Modells.

Auf der rechten Seite von nachstehendem Bild sind dazu mal die betreffenden Wirbelfadenprojektionen dargestellt. Man erhält sie, genau wie bei vorstehendem Bild, wenn man nur die Endpunkte der gebundenen Wirbelfäden bzw. deren Austrittspunkte aus dem Flügel betrachtet. Diese sind gleichzeitig die Anfangspunkte der dazugehörigen freien Wirbelfäden.

Die Bahnlinien dieser Anfangspunkte zeigen die Lage der Wirbelfadenorte zum Zeitpunkt der Entstehung. Man markiert also diese Punkte bei einer Reihe von Flügelstellungen auf der Flügel-y-Achse und verbindet sie in zeitlicher Reihenfolge miteinander. Die dabei ringförmig erscheinenden Linienzüge sind in Wirklichkeit schraubenförmig. Jede Wirbelfadenwindung erstreckt sich längs des Flugweges einer Schlagperiode. Man kann sich also die Wirbelfäden um eine entsprechend geformte Röhre gewickelt vorstellen. Der mittlere Querschnitt so einer „Bahnlinienröhre“ ist auf der linken Seite vom nächsten Bild schematisch in Kreisform dargestellt.

Direkt an der Schlagflügelhinterkante liegen die Endpunkte der gebundenen Wirbelfäden verschiedener Zirkulationsstufen nebeneinander. Ihre Reihenfolge längs der Spannweite bleibt im Laufe einer Schlagperiode unverändert. Jeder der daran anknüpfenden, freien Wirbelfäden nimmt selbst an der Bewegung teil, die durch die übrigen Wirbelfäden an seinem Ort erzeugt wird. Bei mehreren parallelen Wirbelfäden ergibt sich so hinter dem Flügel ein Kreisen der freien Wirbelfäden um ihr gemeinsames Zentrum. Auf diese Weise entsteht ein aus mehreren Wirbelfäden verdrellter Randwirbel, der nach hinten schraubenförmig ausgelegt wird.

Wie aus nachstehendem Bild abschätzbar, wird die Bahnlinie des Randwirbels womöglich gar nicht so weit von der zunächst nur schematisch gezeichneten Kreisform abweichen. Diese vom Randwirbel umlaufende Fläche ist die Schubstrahlfläche des Schlagflügels.

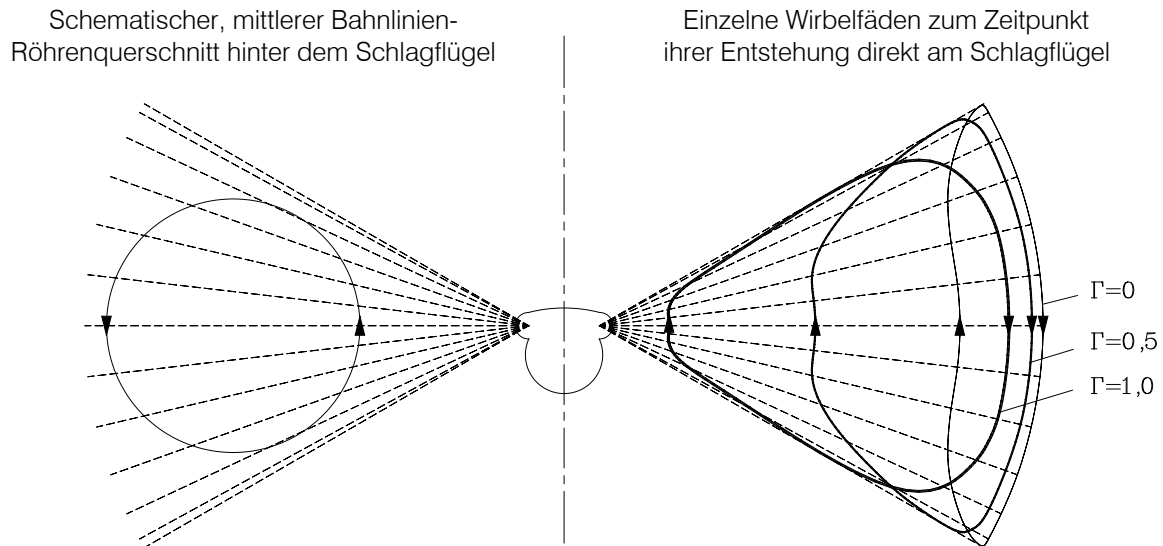


Bild 3.12 Projektion der Wirbelfadenbahnlinien einer Schlagperiode auf der y-z-Ebene des Ornithoptermodells.

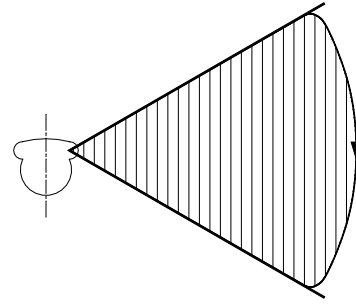
Näheres zur Schubstrahlentstehung soll nachstehende Abbildung verdeutlichen. Zur besseren Übersicht wird dort die Wirkungsweise an nur einem Wirbelfaden gezeigt. Gleiches gilt aber auch für alle anderen Wirbelfäden bzw. für den gemeinsam gebildeten Randwirbel.

Beim Abschlag gleicht die Schlagflügelfunktion der eines Propellerblattes. Es wird ein Schubstrahl erzeugt, dessen Querschnitt und Strahlgeschwindigkeit ein Maß für den erzielten Vortriebsimpuls ist. Die Größe der Strahlgeschwindigkeit hängt von der Stärke der Zirkulation ab, die auch längs eines Propellerblattes nicht konstant ist. Der Querschnitt des Schubstrahls wird von der Spannweite aller gebundenen Wirbel (hier nur einer) entlang des Schlagflügels bestimmt.

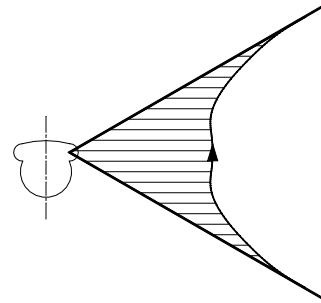
Führt der Flügel eine Abschlagbewegung aus, so überstreicht der gebundene Wirbelfaden einer Halbspannweite die in nachstehendem Bild a) schraffierte Fläche. Im Unterschied zum Propellerblatt arbeitet der Schlagflügel zwar mit veränderlicher Winkelgeschwindigkeit - dadurch wird sich die Strahlgeschwindigkeit im Bereich der Schlagendlagen verändern - im übrigen gelten aber für den Vortriebsimpuls die gleichen Gesetzmäßigkeiten wie bei einem Propeller. Als zusätzliche Bedingung für den Schubstrahlquerschnitt ist lediglich noch die Schlagweite mit von Bedeutung. Insgesamt wird man also beim Abschlag bestrebt sein, die von allen gebundenen Wirbeln überstrichene, schraffierte Fläche möglichst groß zu machen.

Auch beim Aufschlag – dargestellt in Abbildung b) – gelten vorstehende Gesetzmäßigkeiten, nur dass hier aus der Schubstrahlfläche eine Bremsstrahlfläche wird. Die Wirbelfadenzirkulation wechselt ja die Durchdringungsrichtung durch die schraffierte Fläche. Diese wird also beim Aufschlag möglichst klein gewählt.

a) Schubstrahlfläche beim Abschlag



b) Bremsstrahlfläche beim Aufschlag



c) Bahnlinie der Anfangspunkte des freien Wirbels während einer Schlagperiode und die davon umfahrene Fläche des Schubstrahls.

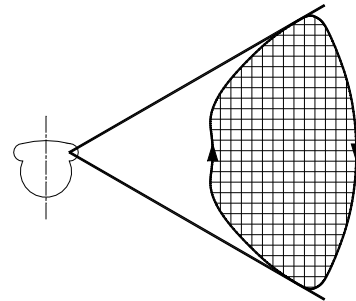


Bild 3.13 Die mit dem gebundenen Wirbelfaden der Zirkulationstärke  $\Gamma=0,5$  beim Flügelschlag überstrichene Fläche in a) und b) und die Bahnlinie seines Endpunktes an einer Flügelhälfte.

Man kann sich diesen Wechsel der Durchdringungsrichtung leicht vergegenwärtigen, wenn man die „rechte-Hand-Regel“ anwendet. Dazu richtet man zunächst den Daumen dieser Hand in die eingezeichnete Bahnlinienrichtung. Die übrigen gekrümmten Finger weisen dann in die Zirkulationsrichtung um den Wirbelfaden und durchdringen die schraffierte Fläche. Bei Anwendung dieser Regel auf Auf- und Abschlag wechselt die Durchdringungsrichtung.

Bei der hier frei gewählten Definition (rechte Hand), folgt aus dieser Überlegung, dass im vorliegenden Fall die linke Halbspannweite eines auf einen zu fliegenden Ornithopters betrachtet wird. Der Schubstrahl beim Abschlag ist in die Blattebene hinein gerichtet. Beim Aufschlag tritt er aus der Blattebene heraus.

Der Wechsel der Durchdringungsrichtung erfolgt unter Beibehaltung der Zirkulationsrichtung am Flügel. Er resultiert nur aus dem Wechsel der Bahnlinienneigung der Flügelorte gegenüber der Blattebene bzw. dem Wechsel der Schlagrichtung.

Will man die Schubwirkung einer ganzen Schlagperiode beurteilen, so ist dazu die Differenz der beiden Strahlimpulse zu ermitteln. Die Größe des resultierenden Gesamtimpulses kann man unmittelbar aus der umfahrenen Schubstrahlfläche c) in vorstehendem Bild ablesen. Auf Grund der Strahlgesetze lässt sich dazu eine einfache Aussage treffen:

„Um die Vortriebswirkung zu verbessern, ist die umfahrene Bahnlinienfläche (Schubstrahlfläche) aller Wirbelfäden so groß wie möglich zu machen.“

In Bild 3.12 nutzt die Wirbellinie mit dem Zirkulationswert 1,0 die überstrichene Schlagfläche schon recht gut aus. Dagegen verläuft die Wirbellinie für  $\Gamma=0,5$  während des Aufschlags nur etwa in Halbspannweitenmitte. Die umfahrene Fläche von  $\Gamma=0$  ist noch schmaler. Es wäre jedoch gut, möglichst alle Bahnlinienflächen bis zur Flügelwurzel hin aufzuweiten.

Vermutlich unterstützen insbesondere kleinere Vogelarten dieses Bestreben, indem sie die Flügel beim Aufschlag mehr oder weniger zusammenfallen (Bilo 1970; Oehme 1985). Auf diese Weise werden die Wirbelfäden dieses Taktes in der Nachlaufströmung entsprechend rumpfnah nach hinten ausgelegt. Gleichzeitig führen sie während einer Schlagperiode mit der nach hinten abgewinkelten Flügelspitze eine kreisende Bewegung auf der y-z-Ebene aus (Oehme, 1963, 1965), die derjenigen in vorstehendem Bild dargestellten Bahnlinie verblüffend ähnlich sieht.

Voraussetzung für das kontinuierliche Auslegen von Wirbelfäden ist immer, dass auch der Aufschlag tragend, bzw. mit entsprechend großer und positiver Zirkulation ausgeführt wird. Bei einem Aufschlag ohne Zirkulation gibt es auch keine Bremsstrahlfläche – aber auch keinen Auftrieb.

### 3.2.7 Gesamtbild des Wirbelsystems

Bei feinerer Zirkulationsabstufung trifft man in Bild 2.10 bei einer Zirkulationsstärke von etwa  $\Gamma=1,3$  nur noch auf die Zirkulationsverteilung des Abschlags. Weder die Aufschlagzirkulation erreicht diese Stärke noch die elliptische Verteilung der Schlagendlagen. Deren Wirbelfäden sind im Abschlagbereich überhaupt nicht mehr vorhanden.

Die bei so einem Zirkulationswert gegebene Abschlagzirkulation formt einen geschlossenen Wirbelring, der nur beim Abschlag vorhanden ist. Er beginnt in der oberen Flügelendlage mit einem querliegenden Anfahrwirbel und schließt mit dem nach hinten Wegschwimmen des zunächst im Flügel gebundenen Wirbels in der unteren Endlage ab. So ein Wirbelring ist in folgendem Bild zu sehen. Er umschlingt beide Schubstrahlen. Die innerhalb davon liegenden Wirbelringe mit der Zirkulationsstärke  $\Gamma=1,5$  umschließen dagegen nur jeweils einen Schubstrahl.

Der große Abschlagwirbelring hat gegenüber der Fortbewegungsrichtung zunächst eine Schräglage, die von der Bahnlinienneigung abhängt. Insbesondere die Neigung am Wirbelentstehungsort, also an der Flügelspitze wird dabei maßgebend sein. Bei den kleineren Wirbelringen, die nur innerhalb einer Flügelhalbspannweite liegen, geht die Neigung nahe der Spannweitenmitte gegen Null. Bezieht man solche Überlegungen in die Betrachtung mit ein, so erhält man eine räumliche Vorstellung vom Wirbelfeld.

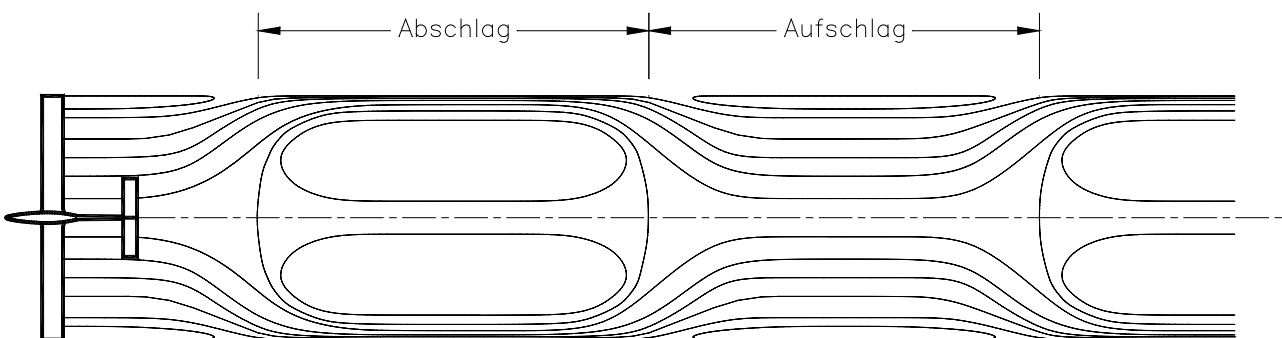


Bild 3.14 Draufsicht auf das vereinfachte Wirbelsystem hinter einem Ornithopter mit einer Zirkulationsabstufung der Wirbelfäden von  $\Delta\Gamma=0,25$

Wie vorstehendes Bild zeigt, sind infolge der zugrunde liegenden Zirkulationsverteilungen die geschlossenen Wirbelringe von Auf- und Abschlag gegenüber dem übrigen Wirbelgebilde relativ schwach ausgeprägt (nur wenige Wirbelfäden). Sie überlagern hier nur das skizzierte Wirbelsystem der um die Schubstrahlen gewundenen Randwirbel. Vermutlich werden sie nach kurzer Zeit in die Zirkulation der deutlich stärkeren Randwirbel mit einbezogen. Bei sehr schwacher Aufschlagszirkulation, verbunden mit entsprechend starker Abschlagzirkulation, werden dagegen die Abschlagwirbelringe die Gesamterscheinung des Wirbelbildes prägen (vergleiche Rayner, 1986). Wird zusätzlich der negative Anteil der Aufschlagzirkulation vergrößert (hoher Schub), so entwickelt sich das Wirbelbild in Richtung eines Leiterwirbels, ähnlich Bild 3.10.

Zusammenfassend lässt sich das Wirbelbild eines Ornithopters bei der Entstehung wie folgt kurz beschreiben.

Die Ursprungspunkte der freien Wirbelfäden wandern im Laufe einer Schlagperiode an der Hinterkante des Schlagflügels hin und her - beim Aufschlag in Richtung Flügelwurzel und beim Abschlag in Richtung Flügelspitze. Außerdem folgen sie in vertikaler Richtung der Schlagbewegung des Flügels. Zusammen mit der Vorwärtsbewegung des Ornithopters folgen daraus auf den beiden Flügelseiten gegenläufig schraubenförmige Randwirbelbahnlagen entlang des Flugweges.

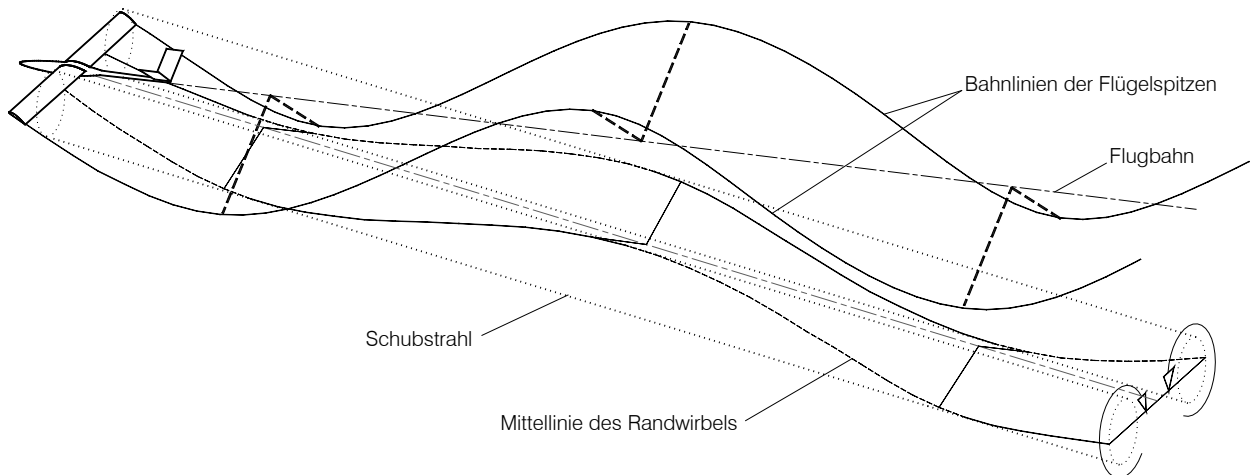


Bild 3.15 Perspektivische Seitenansicht der Flugbahn eines horizontal fliegenden Ornithopters mit seinen beiden Schubstrahlen und den schraubenförmig darum gewickelten Randwirbelmittellinien.

Der von beiden Flügelseiten gemeinsam gebildete Doppelwirbel hat, eine schwache Wellenform, welche der Schlagbewegung folgt. Der Abstand der Randwirbel und damit die Breite des dazwischen liegenden Wirbeltuches verändern sich zyklisch. Das Wirbeltuch weitet sich während des Abschlags und wird beim Aufschlag schmaler (nächstes Bild).

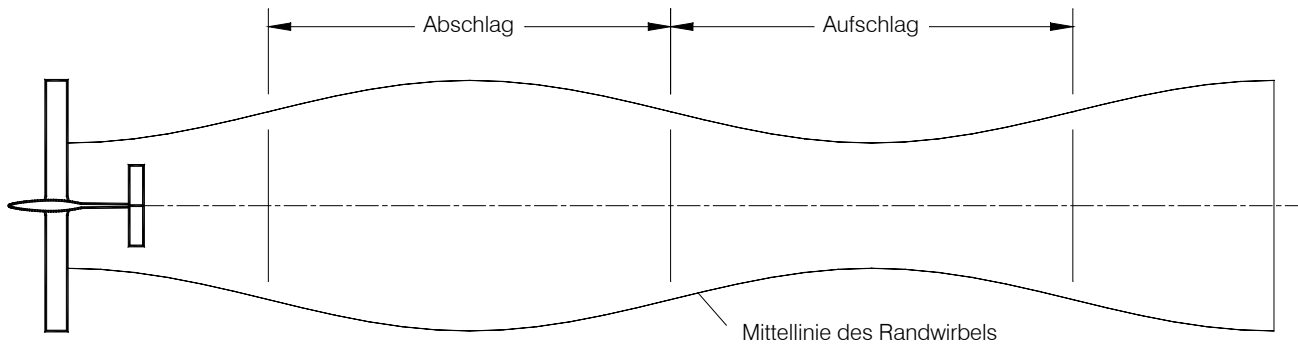


Bild 3.16 Draufsicht auf das Wirbeltuch bei der Entstehung, bei zeitlich sinusförmiger Veränderung der Zirkulation

Das zwischen den Randwirbeln liegende, entlang der Mittellinie wechselweise nach oben und unten gefaltete Wirbelfeld wird im Mittel eine Abwärtsbewegung durchführen. Wie die Faltung bzw. die entsprechende, veränderliche Abwindrichtung den Werdegang des Wirbelbildes im Detail weiter beeinflusst ist noch unklar (Die Faltung wird in vorstehendem Wirbelsystem durch die strichförmigen Schlagflügelendlagen angedeutet).

### 3.2.8 Abschätzung des instationären Widerstandanteils

Die aus der wechselnden Zirkulationsgröße resultierende Veränderung der Randwirbelstärke längs des Flugweges bzw. des induzierten Widerstandes werden beim Rechenmodell über die zeitlichen Veränderungen der Flügelzirkulations- und der induzierten Abwindstärke  $v_i$  erfasst. Dies gilt jedoch nur für den längs des Flugweges liegenden Randwirbelanteil. Die für den Vortrieb bzw. die Zirkulationsverlagerung erforderlichen, quer zum Flugweg verlaufenden Wirbelfadenanteile, werden dabei nicht berücksichtigt.

Zur groben Abschätzung dieses vernachlässigten Einflusses kann man beim Rechenmodell z.B. von folgenden Daten ausgehen.

Spannweite	$b = 2,8 \text{ [m]}$
Schubstrahldurchmesser $\varnothing$	$d = 0,28 \cdot b \text{ [m]}$ (geschätzt)
Dauer der Schlagperiode	$t_p = 0,7 \text{ [s]}$
Kraftfluggeschwindigkeit	$v_k = 12,6 \text{ [m/s]}$

Die Schubstrahl einer Schlagperiode ist dabei etwa 8,8 m lang und hat einen Durchmesser von 0,78 m. Wickelt man eine Fadenwindung zwischen den Enden eines entsprechenden, proportional verkleinerten Rundstabes, so stellt man fest, dass die gestreckte Fadenlänge dabei nur etwa 4 % länger ist als der Rundstab. Damit ist auch der instationäre gegenüber dem quasistationären Randwirbel nur um soviel länger. Entsprechend gering sind auch die für den Vortrieb aufgebrauchten Verluste.

Der bei vorstehender Abschätzung angewendete, kürzeste Verlauf der Wirbelfadenwindung um den Rundstab kommt bestenfalls bei sinusförmigem Bewegungsablauf und idealisierter, kreisrunder Schubstrahlform zustande. Bei anderen zeitlichen Bewegungsabläufen wird man mit etwas größeren Unterschieden zwischen gestreckter und gewickelter Fadenlänge rechnen müssen - und mit entsprechend mehr Vortrieb. Trotzdem wird die aufgewendete Energie für die Randwirbelverlängerung und für quer verlaufende Wirbelringanteile relativ klein bleiben. Sie wird beim Rechenmodell bisher auch nicht berücksichtigt.

## 4 Beiwerte und Kennzahlen

Zur allgemeinen Beurteilung aerodynamischer Vorgänge hat es sich bewährt, mit dimensionslosen Beiwerten bzw. Kennzahlen zu arbeiten. Analog zum Tragflügel interessieren dabei insbesondere die aerodynamischen Beiwerte. Ähnlich wie in der Propellertheorie spielen aber auch die Beiwerte für das Umfangs- bzw. Schlagmoment und die Verhältnisse der Beiwerte untereinander eine wichtige Rolle. Nützlich ist deren Anwendung insbesondere bei der Suche nach den optimalen Taktbedingungen.

Nachstehende Kennzahl- bzw. Beiwertdiagramme wurden unter den Rahmenbedingungen des Rechenmodells erstellt (s. Anhang A). Soweit hier der Profilwiderstandsbeiwert eine Rolle spielt, liegt diesen Diagrammen das Profil CLARK Y (11.7) mit den Messwerten von Dieter Althaus (1980) zugrunde.

Beginnt man bei der Kennzahluntersuchung mit der elliptischen Auftriebsverteilung ( $c_{\Gamma}=8$ ) und verlagert für den Abschlag den Druckpunkt immer weiter zur Flügelspitze, so steigt das Auftriebsmaximum rasch an. Beim Rechenmodell wird bei einer Zirkulationskennzahl knapp über neun das zulässige Auftriebsmaximum des verwendeten Flügelprofils erreicht.

Will man den Druckpunkt weiter zur Flügelspitze verlagern, so muss man den in Abschnitt 2 hergestellten Zusammenhang zwischen Zirkulationskennzahl und Zirkulationsfaktor aufheben. Der Zirkulationsfaktor muss dann frei bestimmt werden. Er wird immer gerade so groß gewählt, dass die Auftriebsverteilung noch innerhalb der zulässigen Auftriebswerte des Profils liegt.

In Folge dieser Maßnahme ist allerdings eine Flügelverdrehung in Kauf zu nehmen. Sie zeigt sich insbesondere an einer Änderung des Flügelwurzel-Einstellwinkels gegenüber dem des Gleitfluges. In nachstehender Abbildung ist sie in Form der Abschlag-Einstellwinkeldifferenz  $\Delta\alpha_{E2[0]}$  mit angegeben.

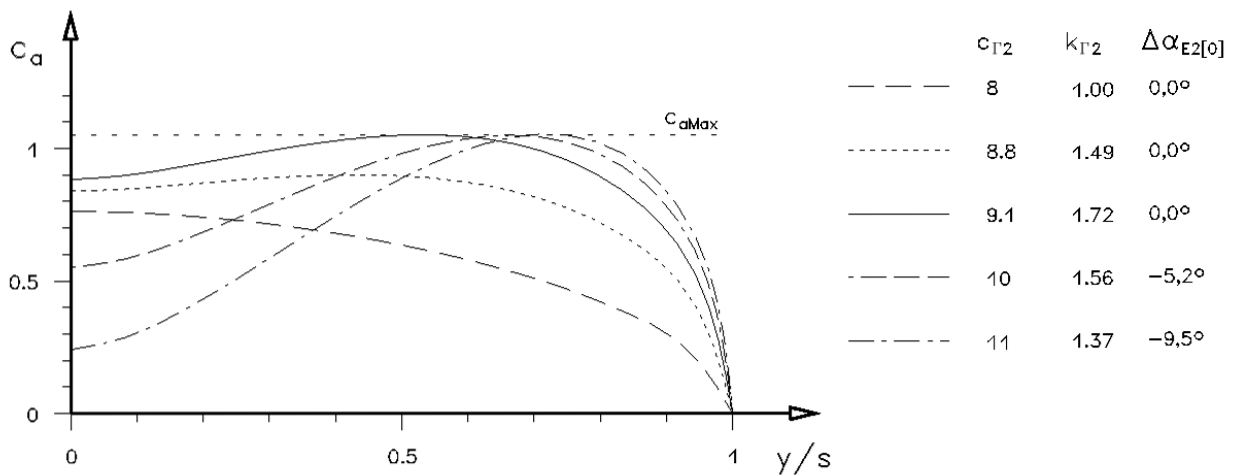


Bild 4.1  $c_a$ -Verteilungen mit steigender Zirkulationskennzahl

Wie man an Hand der ebenfalls aufgelisteten Zirkulationsfaktoren ablesen kann, wird die Gesamtzirkulation mit zunehmender Zirkulationskennzahl dann wieder kleiner. In den folgenden Abbildungen macht sich dies im Kennzahlverlauf oberhalb von  $c_{\Gamma} = 9,1$  bemerkbar.

## 4.1 Einfache Beiwerte

In nachfolgendem Bild ist der Verlauf des Zirkulationsfaktors  $k_T$  und des dazugehörigen, mittleren Auftriebsbeiwertes  $c_a$  in Abhängigkeit von der Zirkulationskennzahl  $c_T$  dargestellt. Es ist deutlich zu sehen, dass die Größe des Auftriebsbeiwertes ganz wesentlich durch den Verlauf des Zirkulationsfaktors geprägt wird.

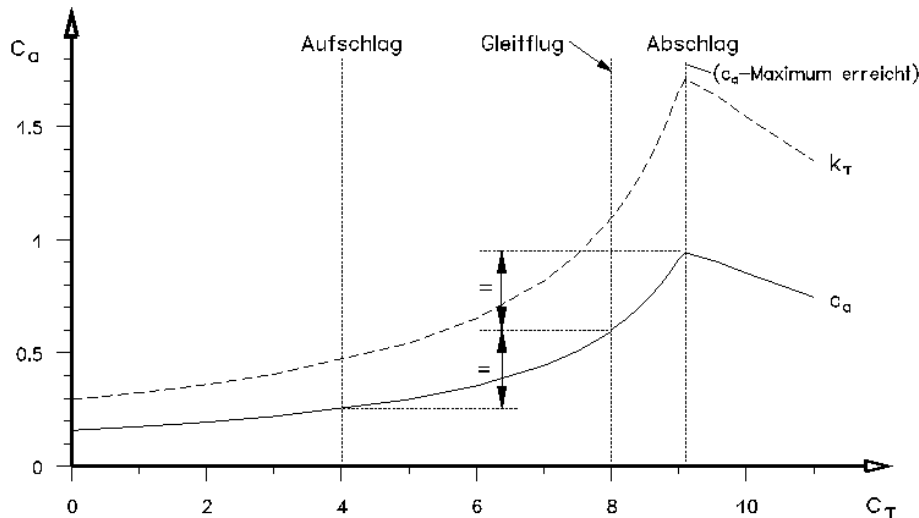


Bild 4.2 Zirkulationsfaktor  $k_T$  und dazugehöriger mittlerer Auftriebsbeiwert  $c_a$  in Abhängigkeit von der Zirkulationskennzahl  $c_T$

An Hand des Verlaufes des Auftriebsbeiwertes  $c_a$  lässt sich – zumindest bei gleichen Taktzeiten - das zu erwartende Verhältnis der Auftriebsabweichung von Auf- und Abschlag gegenüber dem Gleitflug abschätzen. Ebenso das Verhältnis der erforderlichen Flügelverwindung. Man braucht dazu lediglich die  $c_a$ -Werte von Auf- und Abschlag im Abstand der jeweiligen Zirkulationskennzahlen abzulesen und die Abweichung gegenüber dem  $c_a$ -Wert des Gleitflug ermitteln. Aus den beiden Taktergebnissen bildet man dann eine Verhältniszahl die über vorstehende Parameter Auskunft gibt. Ein Beispiel für Zirkulationskennzahlen die eine etwa gleiche Auftriebsabweichung bei Auf- und Abschlag erwarten lassen, ist in vorstehendem Bild eingetragen ( $c_{T1} = 4$  und  $c_{T2} = 9,1$ ). Auch die Flügelverwindung gegenüber dem Gleitflug wird dann bei beiden Takten etwa gleich groß sein.

Oberhalb von  $c_T = 9,1$  fällt, wie einleitend erläutert, der Zirkulationsfaktor ab. Damit wird auch der mittlere Auftrieb wieder kleiner. Nimmt man die Flügelverdrehung in Kauf, so kann dieses Verhalten zur Vergleichmäßigung der Auftriebserzeugung genutzt werden. Wie nachstehend noch gezeigt wird, sinkt die Vortriebserzeugung dabei kaum.

Wie sich die mittleren Widerstandsbeiwerte des Schlagflügels bei Veränderung der Zirkulationskennzahlen verhalten, ist aus nachstehendem Polardiagramm ersichtlich. Anstelle der bei Profil-Polardiagrammen üblichen Veränderung des Anstellwinkels wird hier die Zirkulationskennzahl  $c_T$  variiert. Sie ist am  $c_{wF}$ -Verlauf mit angegeben. Insbesondere der Widerstand-/Auftrieb-Zusammenhang wird aus diesem Bild deutlich.

Um den Einfluss der Schlaggeschwindigkeit und der Flügelstellung auf den Funktionsverlauf zu vermeiden, wurden die Widerstände nicht auf den mittleren Auftriebsbeiwert bezogen, sondern auf den Beiwert der mittleren Querkraft. Wenn man deren Beiwert mit „ $c_q$ “ benennt, so müsste eigentlich diese Bezeichnung an der y-Achse angeschrieben sein. Um aber diesen ungewohnten Ausdrucks zu umgehen, wurde die Bezeichnung „ $c_a$ “ verwendet.



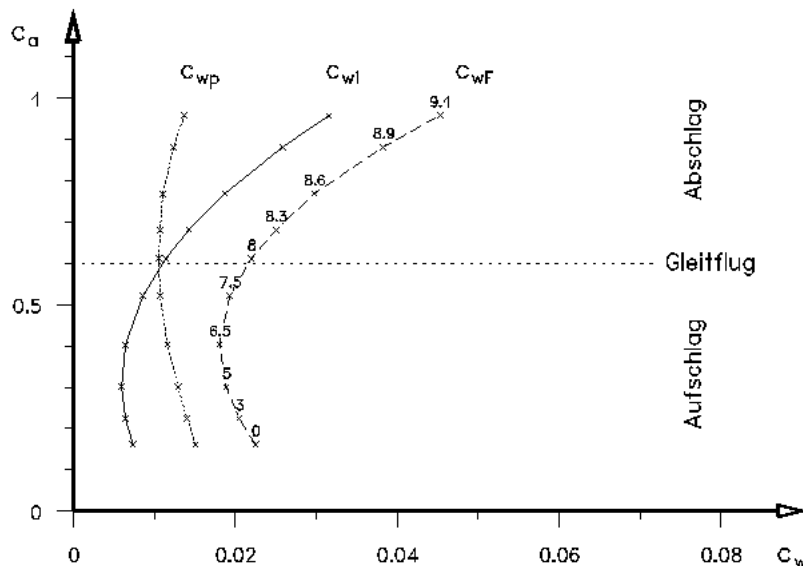


Bild 4.3 Zirkulationskennzahl-Polardiagramm des Schlagflügels unter Beibehaltung des Einstellwinkels an der Flügelwurzel, mit

$c_{wi}$  Beiwert des induzierten Widerstandes<sup>\*)</sup>

$c_{wp}$  Profil-Widerstandsbeiwert<sup>\*\*)</sup>

$c_{wF}$  Beiwertsumme vorstehender Flügelwiderstände

unter Verwendung der Profildaten vom CLARK Y (11,7)

Den Verlauf der einzelnen Widerstandsbeiwerte in Abhängigkeit von der Zirkulationskennzahl zeigt folgendes Bild. Auch dabei fällt wieder der starke Einfluss des Zirkulationsfaktors auf.

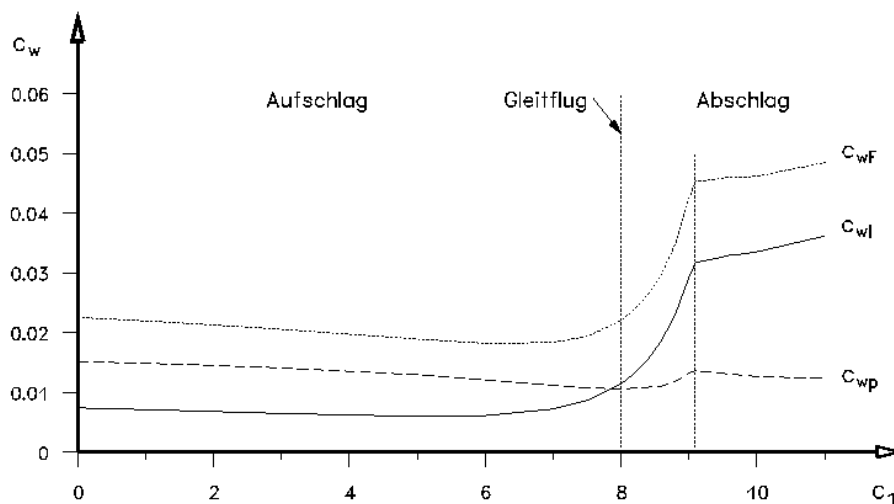


Bild 4.4 Beiwerte von mittlerem Profil- und induziertem Widerstand sowie dem mittleren Flügelgesamt-widerstand  $c_{wF}$  als Funktion der Zirkulationskennzahl

Man sieht, wie schon in Bild 3.2, dass etwa bei einer Aufschlag-Zirkulationskennzahl von  $c_Γ=5$  das Minimum des induzierten Widerstandes vorliegt. Es verläuft jedoch sehr flach, so dass auch Zirkulations-

<sup>\*)</sup> Der Beiwert des mittleren induzierten Widerstandes wird bestimmt werden aus  $c_{wi} = F_{wi} / (A \cdot q_K)$ . In erster Näherung ist dies möglich mit dem induzierten Widerstand  $F_{wi}$  lt. Gl. (3.1) und dem Staudruck an der Flügelwurzel  $q_K = q_{K(0)}$ . Hier wurde der Beiwert aus den örtlichen Werten längs der Halbspannweite berechnet.

<sup>\*\*)</sup> Der Beiwert des mittleren Profilwiderstandes  $c_{wp} = F_{wp} / (A \cdot q_K)$  wurde hier aus den Beiwerten des örtlichen Profilwiderstandes längs der Halbspannweite berechnet.

kennzahlen bis runter zum Wert Null nur zu einem geringen Widerstandsanstieg führen. Dies gilt auch für den Profilwiderstand. Im Hinblick auf die Flügelwiderstände steht also beim Aufschlag ein weiterer Zirkulationskennzahlbereich unter relativ günstigen Bedingungen zur Verfügung. Unter Berücksichtigung des Profilwiderstandes verlagert sich das Minimum des Gesamtwiderstandes zwar etwas mehr zum Arbeitspunkt des Gleitfluges ( $c_{WF}$ -Minimum bei etwa  $c_r = 6,5$ ), der insgesamt günstige Zirkulations-Arbeitsbereich des Aufschlages bleibt aber erhalten.

Im Abschlagbereich steigen bis zur Zirkulationskennzahl 9,1 alle Widerstandsbeiwerte stark an und bleiben oberhalb davon relativ unverändert.

Bezieht man die Vortriebskraft  $F_v$ , die Schubkraft  $F_s$  und das Schlagmoment  $M_{Schl}$  des Flügels in Schlagmitte auf die Flügelfläche  $A$ , den Staudruck des Kraftfluges  $q_k$  und die Spannweite  $b$ , so erhält man folgende Beiwerte.

$$\text{Vortriebsbeiwert} \quad c_v = \frac{|F_v|}{A \cdot q_k} \quad (4.1)$$

$$\text{Schubbeiwert} \quad c_s = \frac{|F_s|}{A \cdot q_k} \quad (4.2)$$

$$\text{Schlagmomentbeiwert} \quad c_m = \frac{M_{Schl}}{A \cdot q_k \cdot b^2} \quad (4.3)$$

Um bei den folgenden Beiwertdarstellungen im gleichen Quadranten zu bleiben, wurden jeweils die Beträge der einzelnen Kräfte gebildet. In vorstehenden Gleichungen wird dies durch die Betragsstriche ausgedrückt. Negative Vorzeichen sind also aus den Diagrammen nicht erkennbar. Es wird vorausgesetzt, dass der Betrachter auf Grund des bisher Gesagten bereits weiß, in welchem Bereich der Zirkulationskennzahlen der mittlere Vortrieb oder das Schlagmoment positiv oder negativ ist.

Zur Erinnerung: Der mittlere Vortrieb und auch der Schub ist beim

Aufschlag	bei den Zirkulationskennzahlen von 0 bis 8	immer negativ
Abschlag	oberhalb von $c_r = 8$	immer positiv

Lediglich bei negativen Zirkulationskennzahlen würde der Vortrieb - und ab einem gewissen Abstand von Null auch der Schub - positiv werden. Negative Zirkulationskennzahlen werden hier aber nicht näher untersucht.

Das Schlagmoment hat immer das Vorzeichen der Zirkulationskennzahl. Es resultiert aus der Umfangskraft  $F_U$  (besser „Schlagkraft“), deren Bezeichnung - sozusagen zwangsweise - von der Propellertheorie übernommen wurde. Jetzt, beim Übergang auf das Moment, wird hier aber die eingängigere Bezeichnung „Schlagmoment“ gewählt.

Diese in nachstehendem Bild dargestellten Funktionsverläufe werden - wie erwartet - in starkem Maße durch den Verlauf des Zirkulationsfaktors geprägt. Der beim Wechsel zwischen Auf- und Abschlag erkennbare Funktionssprung des Schubbeiwertes  $c_s$  erklärt sich durch den Einfluss der Flügelwiderstände wie sie in Bild 1.6 zu sehen sind. Beim Aufschlag wird der negative Schub durch den Flügelwiderstand vergrößert, beim Abschlag dagegen verkleinert. Sinngemäß, wenn auch stark abgeschwächt, gilt dies auch für den Momentenbeiwert-Verlauf  $c_m$ . Dort macht sich die gegensätzliche Richtung des  $z$ -Widerstandanteils auf den Auftrieb bemerkbar. Daher der kleine  $c_a$ -Funktionssprung in Bild 4.2.

Die  $c_v$ -Funktion verläuft beim Wechsel vom Auf- zum Abschlag stetig. Ist die Zirkulationskennzahl von Auf- und Abschlag gleich groß, so gilt dies auch für deren Vortriebskräfte. Sie heben sich in diesem Falle gegenseitig auf.

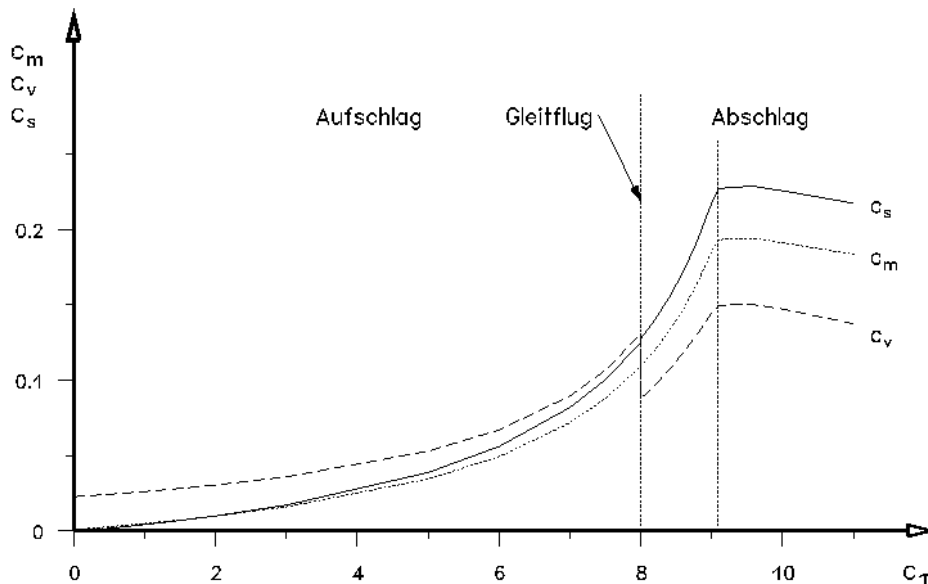


Bild 4.5 Vortrieb-, Schub- und Schlagmoment-Beiwert in Abhängigkeit von der Zirkulationskennzahl (Mittelwerte in Schlagmitte)

Für die Vortriebserzeugung während einer Schlagperiode ist es erforderlich, dass die Zirkulationskennzahl des Abschlages größer ist als die des Aufschlages. Die aus Auf- und Abschlag resultierende, mittlere Vortriebserzeugung wächst, je weiter die beiden Zirkulationskennzahlen auseinander liegen (zumindest unterhalb von  $c_T = 9,1$ ). Die  $c_v$ -Funktion flacht allerdings mit kleiner werdenden Zirkulationskennzahlwerten immer weiter ab und damit auch der Vortriebsgewinn.

Oberhalb von  $c_T = 9,1$  hätte man eigentlich annehmen können, dass der Vortrieb weiter ansteigt. Offensichtlich ist aber der Einfluss des von da ab kleiner werdenden Zirkulationsfaktors stärker als die Verlagerung des Druckpunkt Abstandes in Richtung Flügelspitze.

## 4.2 Verhältnis-Kennzahlen

Interessant wird es nun, wenn man die Beziehungen vorstehender Beiwerte zueinander betrachtet. Dazu werden Kennzahlen gebildet, deren Indices die Bezeichnung der zueinander ins Verhältnis gesetzten Beiwerte ausdrücken.

### 4.2.1 Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl

Beim Aufschlag ist das Hauptaugenmerk auf die Auftriebserzeugung zur richten. Sie sollte möglichst groß sein, da der Gesamtauftrieb des Modells in der Regel vom Abschlag nicht alleine aufgebracht werden kann. Außerdem hilft ein großer Aufschlagauftrieb die Rumpfauf- und -abbewegung während der Schlagperiode möglichst klein zu halten. Gleichzeitig soll die mit der Vortriebskraft  $F_v$  aufgenommene Flugarbeit möglichst klein sein. Die mit ihr verbundene Energie kann ja nur mit Verlusten beim Abschlag wieder in Vortrieb umgewandelt werden. Die Verhältniszahl die darüber Auskunft gibt ist die Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl  $k_{va}$ . Nach vorstehend Gesagtem sollte sie beim Aufschlag möglichst klein sein.

$$\text{Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl} \quad k_{va} = \frac{C_v}{C_a} \quad (4.4)$$

Beim Abschlag liegt der Problemfall meist gerade umgekehrt. Für eine gleichmäßige Auftriebserzeugung soll bei diesem Takt der Auftrieb nicht zu sehr ansteigen. Die gleichzeitig erzielbare Vortriebskraft sollte dagegen möglichst groß sein. Daraus ergibt sich insgesamt die Forderung, dass die Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl beim Abschlag möglichst groß sein soll.

Die Problemstellung verändert sich allerdings, wenn der Aufschlag-Auftrieb nicht groß genug gemacht werden kann, um über eine ganze Schlagperiode gesehen das Modellgewicht auszugleichen. Auch der Abschlag-Auftrieb muss dann vergrößert werden. In diesem Fall ist die Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl wenig aussagefähig, da dann der  $c_s$ - und der  $c_a$ -Beiwert groß sein soll.

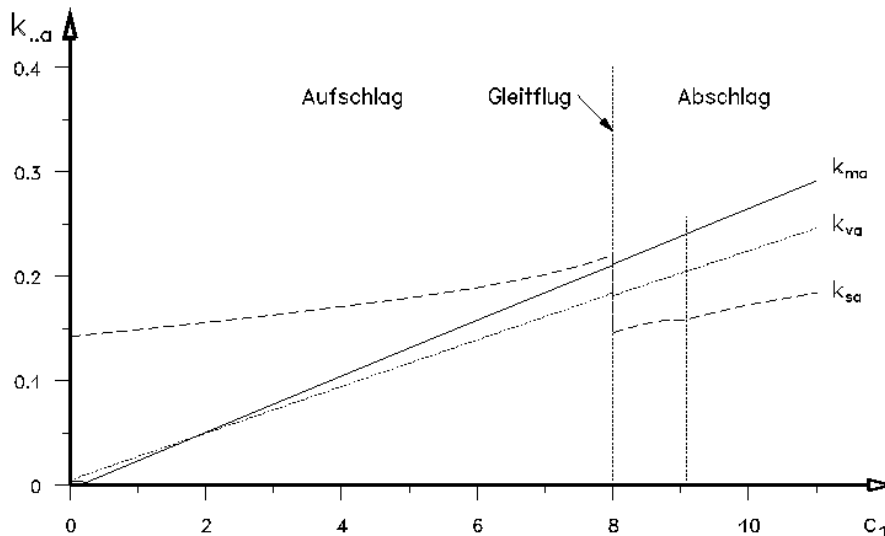


Bild 4.6 Verhältnis-Kennzahlen des Auftriebs als Funktion der Zirkulationskennzahl  $c_T$

Schlagmoment-Auftrieb-Kennzahl	$k_{ma}$
Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl	$k_{va}$
Schub-Auftrieb-Kennzahl	$k_{sa}$

Das Verhältnis von Vortriebskraft zu Auftriebskraft ändert sich linear mit der Zirkulationskennzahl. Diese Eigenschaft kann man sich an Hand von Bild 1.2 leicht erklären. Mit größer werdender Querkraft  $F_Q$  vergrößert sich die Vortriebskraft  $F_V$  in dem vorgegebenen Verhältnis von Fluggeschwindigkeit  $v_x$  zur Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$ . Der Anstieg der Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl wird also durch das Verhältnis dieser beiden Geschwindigkeiten bestimmt.

Etwas unerwartet ist der kontinuierliche  $k_{va}$ -Übergang bei  $c_T = 9,1$ . Offensichtlich wird oberhalb davon der Vortrieb und der Auftrieb im gleichen Verhältnis kleiner, so dass der Zusammenhang mit der Flug- und der Umfangsgeschwindigkeit weiterhin bestimmend bleibt.

#### 4.2.2 Schub-Auftrieb-Kennzahl

Der Auftrieb und die damit zusammenhängende Schubkraft sind nicht ohne Verluste zu erzeugen. Um im Gegensatz zur Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl diese Verluste mit zu berücksichtigen, wird die Schub-Auftrieb-Kennzahl  $k_{sa}$  gebildet. In den beiden Takten gelten dafür die gleichen Zielsetzungen wie bei der Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl  $k_{va}$ .

$$\text{Schub-Auftrieb-Kennzahl} \quad k_{sa} = \frac{c_s}{c_a} \quad (4.5)$$

In Bild 4.6 ist der Verlauf der Schub-Auftrieb-Kennzahl  $k_{sa}$  dargestellt. Beim Übergang zwischen Auf- und Abschlag ist deutlich der Funktionssprung des Schubverlaufes von Bild 4.5 wieder zu erkennen.

Der Abschlag ohne Flügelverdrehung reicht bis  $c_T=9,1$ . Gleich unterhalb davon deutet sich ein kleines Zwischenmaximum an, dessen abfallender Ast oberhalb von etwa  $c_T=9,0$  kaum noch erkennbar ist. Das zur Erzeugung des Diagramms verwendete Rechenprogramm bricht an dieser Stelle - wegen Strömungsabriss am Profil - die Berechnung zunächst ab und geht auf die eingangs beschriebene, andere Berechnungsweise des Zirkulationsfaktors über.

Der Abschlag-Arbeitspunkt in dem kleinen  $k_{sa}$ -Zwischenmaximum bei  $c_r = 9,0$  ist aus der Sicht der  $k_{sa}$ -Zielsetzung besonders vorteilhaft. Lässt man jedoch eine Flügelverdrehung zu, so kann man die Schub-Auftrieb-Kennzahl weiter steigern.

Beim Aufschlag ist kein so exponierter Arbeitspunkt wie beim Abschlag erkennbar. Die grundsätzliche Tendenz, dass die Schub-Auftrieb-Kennzahl mit fallender Zirkulationskennzahl kleiner wird, bleibt analog der  $k_{va}$ -Kennlinie erhalten. Sie wird aber durch die Verluste deutlich abgeflacht. Auch hierbei kann man also festhalten, dass der Aufschlag-Arbeitspunkt relativ frei gewählt werden kann.

### 4.2.3 Schlagmoment-Auftrieb-Kennzahl

In verschiedenen Fällen ist auch das Verhältnis von Schlagmoment zu Auftrieb interessant. Die Gleichung für die betreffende Kennzahl lautet wie folgt.

$$\text{Schlagmoment-Auftrieb-Kennzahl} \quad k_{ma} = \frac{c_m}{c_a} \quad (4.6)$$

Auch dieser Verlauf ist aus Bild 4.6 ersichtlich. Entsprechend dem Arbeitsprinzip des Schlagflügels entspricht er - nur mit einer anderen Steigung versehen - demjenigen der Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl  $k_{va}$ .

### 4.2.4 Schlagmoment-Vortrieb-Kennzahl

Zwei weitere typische Kennzahlen kennzeichnen die Beziehungen des Schlagmoment-Beiwertes zu den Vortriebs- bzw. Schub-Beiwerten. Zunächst zur Schlagmoment-Vortrieb-Kennzahl  $k_{mv}$ .

$$\text{Schlagmoment-Vortrieb-Kennzahl} \quad k_{mv} = \frac{c_m}{c_v} \quad (4.7)$$

Ihr Funktionsverlauf in Abhängigkeit von der Zirkulationskennzahl zeigt nachstehendes Bild.

Von der  $k_{mv}$ -Kennzahl als Funktion der Zirkulationskennzahl hätte man zunächst erwarten können, dass sie als gerade, waagrechte Linie verläuft. Entsprechend dem Arbeitsprinzip des Schlagflügels ändert sich ja die Vortriebskraft proportional mit der Umfangskraft bzw. mit dem Schlagmoment. Beide Größen sollten also unabhängig von der Zirkulationskennzahl in einem konstanten Verhältnis zueinander stehen.

Der im Bild insbesondere bei kleinen Zirkulationskennzahlen völlig anders geartete Verlauf wird jedoch durch die  $z$ -Anteile der Widerstände bewirkt. Diese tragen zwar nur wenig zur Umfangskraft bzw. dem Schlagmoment bei (siehe Bild 1.6). Bei dem mit abnehmender Zirkulationskennzahl ebenfalls abnehmenden Gesamtschlagmoment macht sich aber ihr Einfluss immer stärker bemerkbar. Auch der Funktionssprung beim Wechsel zwischen Auf- und Abschlag wird durch die  $z$ -Anteile der Widerstände, mit ihrem - bezogen auf das Schlagmoment - sich umkehrendem Vorzeichen hervorgerufen.

### 4.2.5 Schlagmoment-Schub-Kennzahl

Eine zur  $k_{mv}$ -Kennzahl vergleichbare Funktion, aber mit Berücksichtigung der in x-Richtung wirkenden Verluste, ist die Schlagmoment-Schub-Kennzahl  $k_{ms}$ .

$$k_{ms} = \frac{C_m}{C_s} \quad (4.8)$$

Beim Abschlag möchte man mit möglichst kleinem Schlagmoment möglichst viel Flugarbeit bzw. Schub erzeugen. Ein kleines Schlagmoment bedeutet ja wenig Antriebsleistung. Gleichzeitig erlaubt es leichtere Konstruktionen von Getriebe, Mechanik und Flügelholmen. Die Schlagmoment-Schub-Kennzahl  $k_{ms}$  soll also beim Abschlag möglichst klein sein.

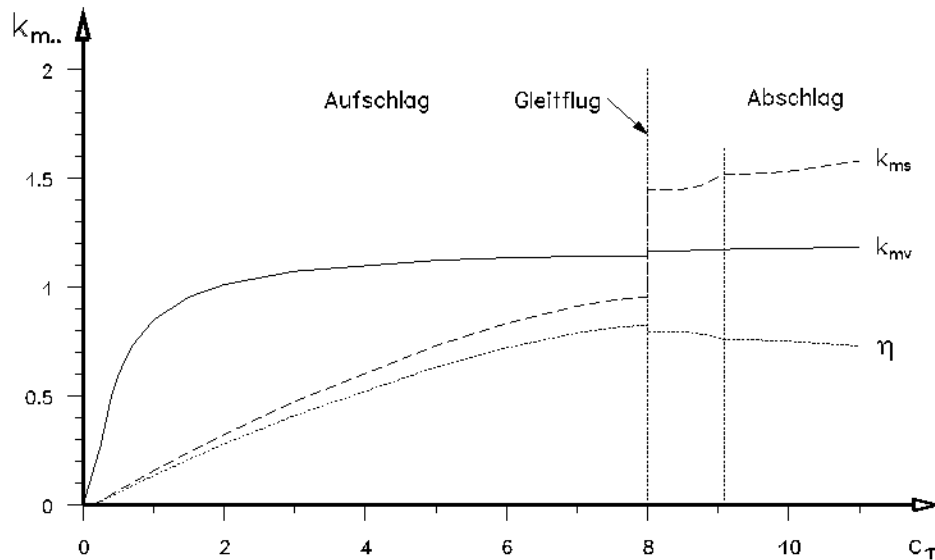


Bild 4.7 Die Verhältnis-Kennzahlen des Schlagmoments als Funktion der Zirkulationskennzahl  $c_T$ .

Schlagmoment-Vortrieb-Kennzahl	$k_{mv}$
Schlagmoment-Schub-Kennzahl	$k_{ms}$
Schlagwirkungsgrad	$\eta_{Schl}$

Jones (1980) hat das Verhältnis von Abschlagmoment und Schub analytisch untersucht. Er kommt zu dem Ergebnis, dass es bei Anwendung der Zirkulationskennzahl  $c_T = 9$  besonders günstig ist. Infolge der Beibehaltung der Zirkulationsgröße nimmt er allerdings eine Flügelwurzelverdrehung in Kauf. Unter Einbeziehung des Zirkulationsfaktors und des Profilwiderstandes verlagert sich das Minimum des  $k_{ms}$ -Verlaufes zu kleineren  $c_T$ -Werten (etwa  $c_T = 8,5$ ).

Oberhalb von  $c_T = 9,1$  bleiben die Schlagmoment-Kennzahlen relativ konstant, so dass bei Zulassung einer Flügelverdrehung beim Abschlag ein relativ großer Arbeitsbereich zur Verfügung steht. Verbesserungen sind dort aber kaum noch zu erzielen.

Beim Aufschlag spielt das maximale Schlagmoment für die Festigkeit der Konstruktion nur eine untergeordnete Rolle. Das Aufschlagmoment des Flügels ist ja generell kleiner als das Abschlagmoment. In Bezug auf die Energieumwandlung gilt außerdem die umgekehrte Zielsetzung wie beim Abschlag. Es soll mit möglichst wenig Flugarbeit ein möglichst großes Schlagmoment erzielt werden. Die mit dem Schlagmoment verbundene Energiemenge kann ja gespeichert und dann beim Abschlag wieder in Vortrieb umgewandelt werden. Die Schlagmoment-Schub-Kennzahl soll also beim Aufschlag möglichst groß sein. Dies ist bei der Zirkulationskennzahl  $c_T = 8$  der Fall. Mit abnehmender Zirkulationskennzahl fällt der  $k_{ms}$ -Verlauf kontinuierlich ab.

### 4.3 Wirkungsgrade

Der Wirkungsgrad des Schlagflügels ist eine fast mystische Größe. Größere Vögel führen einem den eleganten Flug mit scheinbarer Leichtigkeit vor. Die Erwartungen sind also seit jeher hoch gesteckt. Da das hier gefundene Ergebnis dem zunächst nicht entspricht, sei vorsorglich erst noch mal die Definition dieses technischen Bewertungsmaßstabes in Erinnerung gerufen.

$$\text{Wirkungsgrad} = \frac{\text{abgegebene Leistung}}{\text{aufgenommene Leistung}}$$

#### 4.3.1 Schlagwirkungsgrad

Beim Aufschlag ist die vom Schlagflügel aufgenommene Leistung das Produkt aus der Schubkraft  $F_S$  mal der Fluggeschwindigkeit  $v_x$  des Modells. In seiner Funktion als Windrad wandelt der Schlagflügel dies in eine abzugebende Schlagleistung um, die sich aus dem Produkt aus Umfangskraft  $F_U$  mal der Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$  errechnet. Für einen bestimmten Ort des Schlagflügels gilt also

$$\text{Wirkungsgrad beim Aufschlag} \quad \eta_1 = \frac{F_{U1} \cdot v_{u1}}{F_{S1} \cdot v_x} \quad (4.9)$$

Beim Abschalag lässt sich die aufgenommene Leistung des Schlagflügels in seiner Funktion als Propeller aus dem Produkt von Umfangskraft  $F_U$  mal Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$  ermitteln. Die abgegebene Leistung ist in diesem Falle das Produkt aus Schubkraft  $F_S$  und Fluggeschwindigkeit  $v_x$ . Daraus folgt der

$$\text{Wirkungsgrad beim Abschalag} \quad \eta_2 = \frac{F_{S2} \cdot v_x}{F_{U2} \cdot v_{u2}} \quad (4.10)$$

Die Größe der Kräfte und die Umfangsgeschwindigkeit sind längs der Spannweite veränderlich. Die eingesetzten Werte können also zunächst nur den Wirkungsgrad an einem Flügelort in einem bestimmten Abstand vom Schlaglager beschreiben. Die Gleichungen gelten aber für alle Orte längs der ganzen Spannweite. Durch Integration lässt sich daher der Gesamtwert längs der Spannweite für einen bestimmten Augenblick der Schlagbewegung bzw. für eine bestimmte Zirkulationskennzahl errechnen. Erst dieser für den gesamten Flügel geltende Wirkungsgrad wird hier als „Schlagwirkungsgrad“  $\eta_{\text{Schl}}$  bezeichnet. Der Verlauf dieses Schlagwirkungsgrades in Abhängigkeit von der Zirkulationskennzahl, ermittelt für das Rechenmodell, ist dem Bild 4.7 zu entnehmen.

Im Aufschlagbereich des Diagramms – also bei Zirkulationskennzahlen  $c_F$  kleiner 8 - beschreibt der dargestellte Wirkungsgradverlauf den Schlagflügel in seiner Funktion als Windrad. Bei einem angenommenen Arbeitspunkt des Aufschlages von  $c_F = 5$  hat der Schlagwirkungsgrad gerade mal den Wert 0,66.

Beim Abschalag – also im Zirkulationskennzahlbereich  $c_F$  größer 8 - sind die Propellerwirkungsgrade auch nicht gerade überragend. Beim Rechenmodell mit seinem Arbeitspunkt bei  $c_F = 9,1$  beträgt der Schlagwirkungsgrad in Schlagmitte aber immerhin noch 0,77.

Diese insgesamt niedrigen Wirkungsgrade gelten aber nun nicht einmal während der ganzen Taktdauer. Es sind ja nur die Maximalwerte beim Durchgang der Schlagbewegung durch die Schlagmitte. Am Beginn und am Ende eines Taktes ist die Schlaggeschwindigkeit gleich Null. Dies gilt auch für die Vortriebskraft. Letztendlich fällt der Schlagwirkungsgrad von Auf- und Abschalag in den Endlagen der Schlagbewegung immer auf Null zurück. Zwischen den Endlagen und der Schlagmitte hat der Schlagwirkungsgrad einen Funktionsverlauf der etwa dem des gewählten Schlaggeschwindigkeitsverlaufes entspricht – also beispielsweise einer Sinushalbwellen. Wie dann leicht vorstellbar, ist der zeitliche Mittelwert des Schlagwirkungsgrades während der gesamten Taktdauer also immer kleiner als der Schlagwirkungsgrad in Schlagmitte. In dem Rechenbeispiel beträgt der zeitliche Mittelwert des Schlagwirkungsgrades beim Aufschlag 0,49 und beim Abschalag 0,68.

Solche Zahlenwerte sind für Schlagflügelenthusiasten zunächst mal ernüchternd. Dabei ist aber eigentlich klar, dass die Schuberzeugung des Schlagflügels - die ja nur eine Nebenwirkung ist - nicht den Wirkungsgrad erreichen kann, wie sie der hochspezialisierte Propeller schafft. In analoger Weise gilt dies auch für die Windradfunktion des Schlagflügels.

Bei der Beurteilung des Schlagwirkungsgrades ist aber noch ein anderer Zusammenhang zu beachten. Bei seiner Definition sind ja die gesamten Flügelwiderstände berücksichtigt. Der damit gefundene Wirkungsgrad beschreibt aber nur die Verhältnisse von Schlag- und Flugarbeit zueinander. Der gleichzeitig erzeugte Auftrieb wird überhaupt nicht erwähnt. Den bekommt man bei vorstehender Wirkungsgraddefinition sozusagen gratis dazu geliefert. Für die Auftriebserzeugung ist keinerlei zusätzliche Leistung mehr erforderlich. Wenn man dies bedenkt, dann sieht man die vorstehenden Schlagwirkungsgradwerte wieder in einem ganz anderen Licht. Man stelle sich nur mal den Propeller eines Motorseglers vor, der neben einer Schuberzeugung mit vorstehendem Wirkungsgrad gleichzeitig die Eigenschaft hätte den Flügelwiderstand zu Null zu machen.

Die Schlagwirkungsgradwerte von Auf- und Abschalag kann man über eine ganze Schlagperiode gesehen - unter Berücksichtigung des Taktzeitverhältnisses - zu einem Gesamtwirkungsgrad zusammenfassen. Man erhält aber dann einen Mischwert von Windrad- und Propellerwirkungsgrad der nicht allzu viel Aussagekraft besitzt. Es ist daher für die Gesamtbeurteilung zweckmäßiger auf einen anderen Bewertungsmaßstab überzugehen. Der Schlagwirkungsgrad kann eigentlich nur bei der Optimierung der einzelnen Takte nützlich sein.

In diesem Zusammenhang soll auch noch kurz auf die Wirkungsgradbetrachtungen von R.T. Jones (Jones, 1980) eingegangen werden. Nach seiner Untersuchung liegt das Optimum der Vortriebserzeugung beim Abschalag dann vor, wenn die Abwindverteilung geradlinig ist und an der Flügelwurzel den Wert Null hat ( $c_{T2} = 9$ ). Die induzierte Wirkungsgradminderung ist in diesem Falle einfach das Verhältnis von Abwind- zur Umfangsgeschwindigkeit - z.B. an der Flügelspitze - und über die ganze Spannweite konstant.

$$\text{Wirkungsgrad beim Abschalag} \quad \eta_{s2} = 1 - \frac{v_{i(s)}}{v_{u(s)}} \quad (4.11)$$

Der Wirkungsgrad verbessert sich also beispielsweise mit steigender Schlagfrequenz, großer Flügelstreckung und kleinerem Modellgewicht. Außerdem soll sich der Auftriebsanstieg möglichst in Phase mit der Umfangsgeschwindigkeit ändern. Beim Rechenmodell beträgt dieser Wirkungsgrad, der nur den induzierten Widerstand und nicht den Profilwiderstand berücksichtigt, etwa 0,83.



### 4.3.2 Kraftflugwirkungsgrad

Zur Berechnung dieses Wirkungsgrades ermittelt man zunächst die mittleren Leistungen der beiden Takte. Dann zieht man von der aufgenommenen Propellerleistung die rückgeführte Windradleistung ab. Bei der hier gewählten Vorzeichenregelung wird dazu die Summe aus Auf- und Abschlagleistung gebildet. Das Ergebnis ist die vom Schlagflügel aufgenommene, mittlere Schlag- bzw. Kraftflugleistung  $P_K$ .

Die vom Schlagflügel abgegebene Leistung wird in zwei Richtungen genutzt. Zum einen in Flugrichtung zur Überwindung des Restwiderstands und zum andern senkrecht nach oben für die Steigleistung.

Daraus ergibt sich der

$$\text{Kraftflug-Wirkungsgrad} \quad \eta_K = \frac{F_{Wr} \cdot v_K + F_{mM} \cdot v_s}{P_K} \quad (4.12)$$

mit	$F_{Wr}$	Restwiderstandskraft	[N]
	$v_K$	Kraftfluggeschwindigkeit	[m/s]
	$F_{mM}$	Modellgewichtskraft	[N]
	$v_s$	Modell-Steiggeschwindigkeit	[m/s]
	$P_K$	aufgenommene Leistung des Schlagflügels	[W]

Auch der Kraftflugwirkungsgrad sagt nichts über die Auftriebserzeugung aus. Er hat im Rechenbeispiel den Wert 0,46. Auch dieser Wert erfüllt nicht die hochgesteckten Erwartungen. Bei näherem Hinsehen muss man aber auch ihn wieder anders als üblich bewerten. Dies soll anhand von folgendem Gedankenmodell gezeigt werden.

Man stelle sich einen Ornithopter ohne Rumpf und Leitwerk vor - sozusagen einen Nurflügel-Ornithopter. Dieses weist keinerlei schädlichen Restwiderstand auf. Das heißt, der Schlagflügel muss keine Kraft aufbringen um irgendetwas durch die Luft zu ziehen. Er braucht also in Flugrichtung keinerlei Leistung abzugeben.

Fliegt dieser Nurflügel-Ornithopter im stationären Horizontalflug, so wird das Modellgewicht nicht angehoben. Auch in z-Richtung erfolgt also keine Leistungsabgabe.

Der Nurflügel-Ornithopter gibt demnach im stationären Horizontalflug keinerlei Leistung ab. Es bewegt sich aber doch stetig vorwärts. Ein derartiger, im stationären Horizontalflug fliegender Nurflügel-Ornithopter nimmt als aerodynamische Maschine nur Leistung auf um sich selbst zu bewegen. Sein Gesamtwirkungsgrad hat also den Wert Null. Trotzdem ist der Horizontalflug für einen Ornithopter ein recht erstrebenswerter Flugzustand.

Fügt man in diesen Gedankenversuch nun einen Modell-Restwiderstand, z.B. in Form Leitwerks hinzu, so muss der Schlagflügel zur Aufrechterhaltung der Fluggeschwindigkeit dafür eine Leistung aufbringen. Ebenso wenn im Steigflug die Modellmasse angehoben wird. Der Wirkungsgrad des Schlagflügels wird nun zwar zusammen mit diesen Parametern ansteigen. Der Wert des Wirkungsgrades sagt aber mehr über die Größe des Leitwerks und des Steigwinkels aus, als über die Effizienz des Schlagflügels. Dies gilt auch für den betreffenden Wert des Rechenmodells.

Letztendlich haben Wirkungsgrade bei der Schlagflügelbeurteilung nur eine sehr begrenzte Aussagekraft. Es ist sicherlich besser, sich nach anderen Bewertungsmaßstäben umzusehen. Beispielsweise könnte eine Verhältniszahl, gebildet aus der Motoreingangsleistung im horizontalen Kraftflug und der Schwebeverlustleistung des Ornithopters im Gleitflug den Gegebenheiten eher gerecht werden.

### 4.3.3 Antriebswirkungsgrad

Neben dem Wirkungsgrad des Schlagflügels als aerodynamische Maschine ist bei einer Gesamtbetrachtung auch noch der Wirkungsgrad seines Antriebs zu berücksichtigen. Bei den meisten Ornithopterantrieben setzt er sich zusammen aus

- Motorwirkungsgrad  $\eta_{\text{Mot}}$
- Getriebewirkungsgrad  $\eta_{\text{Getr}}$
- Wirkungsgrad der Mechanik  $\eta_{\text{Mech}}$
- Wirkungsgrad der Flügelverwindung  $\eta_{\text{Flg}}$

Da der Kraftfluss die verschiedenen Teile nacheinander durchläuft, muss man für den gesamten Antriebswirkungsgrad  $\eta_A$  schreiben

$$\eta_A = \eta_{\text{Mot}} \cdot \eta_{\text{Getr}} \cdot \eta_{\text{Mech}} \cdot \eta_{\text{Flg}} \quad (4.13)$$

Für eine technisch hochwertige Antriebsausführung gelten etwa folgende Werte.

Elektromotor mit Steller	$\eta_{\text{Mot}} = 0,8$
Getriebe, 3-stufig	$\eta_{\text{Getr}} = 0,8$
Mechanik: Kurbel mit Lenker, Federn, Führungen, Achsen	$\eta_{\text{Mech}} = 0,9$
Flügelverwindung: Holme mit drehbaren Rippen, elastische Bespannung	$\eta_{\text{Flg}} = 0,9$
Insgesamt erhält man daraus den Antriebswirkungsgrad mit	

$$\eta_A = 0,8 \cdot 0,8 \cdot 0,9 \cdot 0,9 \quad (4.14)$$

$$\eta_A = 0,52 \quad (4.15)$$

Im Rechenmodell wird mit dem gerundeten Wert  $\eta_A=0,5$  gerechnet. Dies ist eine relativ schlecht Ausgangsbasis für die Gesamteffektivität eines Ornithopters.

Setzt man bei einem herkömmlichen Motorsegler den gleichen Motorwirkungsgrad wie vorstehend an und verwendet einen guten Propeller mit z.B.  $\eta_{\text{Prop}}=0,8$ , so erhält man – zumindest unter Vernachlässigung der gegenseitigen Beeinflussungswiderstände – einen Gesamtwirkungsgrad von 0,64.

Selbst bei noch so hoher Effizienz des Schlagflügels kann man, zusammen mit vorstehendem Antriebswirkungsgrad, an dieses Ergebnis nicht heran reichen. Es lohnt sich also beim derzeitigen Entwicklungsstand sicher nicht, aus Wirkungsgradgründen von einem Motorsegler auf einen Ornithopter umzusteigen.

Will man die Effektivität eines Ornithopters verbessern, so wird man sich also nicht nur um die Aerodynamik, sondern auch um den Antrieb noch viel Gedanken machen müssen.

## 5 Der Schlagflügel als Schwingflügel

Bei analytischen Untersuchungen der Schlagflügelvorgänge wird meist ein sinusförmiger Funktionsverlauf vorausgesetzt (Lippisch, 1925; Clauss, 1968; v. Holst, 1970; R. D. Archer, J. Sapuppo, D.S. Betteridge, 1979). Diese charakteristische Bewegungsform kommt in der Technik häufig vor. In der Schwingungslehre wird sie als „harmonische Schwingung“ bezeichnet. Über die Zweckmäßigkeit dieser Bewegungsform bei Ornithoptern liegen keine Untersuchungen vor (Im Abschnitt 8.3 werden auch andere Bewegungsabläufe skizziert). Hier wird der zeitlich sinusförmige Verlauf der Schlagbewegung zugrunde gelegt und die Schwingungseigenschaft und der Energiefluss des Schlagflügels untersucht.

Die bei der Schwingung auftretenden Trägheitskräfte sind in der gleichen Größenordnung wie die aerodynamischen Kräfte. Sie sind zumindest beim Bau großer Schlagflügelmodelle unbedingt zu beachten.

### 5.1 Harmonische Schlagbewegung

Wendet man die allgemeine Gleichung der harmonischen Schwingung auf den Schlagflügel an und legt dabei den Betrachtungszeitbeginn  $t=0$  nicht in Schlagmitte sondern an den Beginn des Aufschlages, so gilt

$$\phi_{(t)} = \phi_E \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{t_p} \cdot t - \frac{\pi}{2}\right) \quad (5.1)$$

mit	$\phi_{(t)}$	Schlagwinkel [rad] zum Zeitpunkt „t“, gemessen von der gestreckten Flügelstellung
	$\phi_E$	Schlag-Endlagenwinkel [rad] <sup>*)</sup> , gemessen ( $\pm$ ) von der gestreckten Flügelstellung
	$t_p$	Dauer der Schlagperiode [s]
	$t$	Zeit zum Betrachtungszeitpunkt [s]
	( )	Winkel [rad]

Daraus lässt sich dann die Winkelgeschwindigkeit  $\omega$  und die Winkelbeschleunigung  $\alpha_B$  ableiten.

$$\omega_{(t)} = \frac{2\pi}{t_p} \cdot \phi_E \cdot \cos\left(\frac{2\pi}{t_p} \cdot t - \frac{\pi}{2}\right) \quad (5.2)$$

$$\alpha_{B(t)} = -\left(\frac{2\pi}{t_p}\right)^2 \cdot \phi_E \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{t_p} \cdot t - \frac{\pi}{2}\right) \quad (5.3)$$

mit	$\omega_{(t)}$	Winkelgeschwindigkeit [rad/s]
	$\alpha_{B(t)}$	Winkelbeschleunigung [rad/s <sup>2</sup> ]

Damit sind die Grundgleichungen für die drei kinematischen Größen Winkelweg, Winkelgeschwindigkeit und Winkelbeschleunigung der harmonischen Schwingung eines Schlagflügels gegeben. Ihr prinzipieller Verlauf ist in nachstehendem Bild dargestellt. Bemerkenswert daran sind insbesondere die verschiedenen Phasenverschiebungen zwischen den einzelnen Größen.

<sup>\*)</sup> Abweichend von diesen allgemein gültigen Gleichungen wird in Folgendem der Schlagwinkel  $\phi_E$  nicht in rad sondern in Grad eingesetzt.

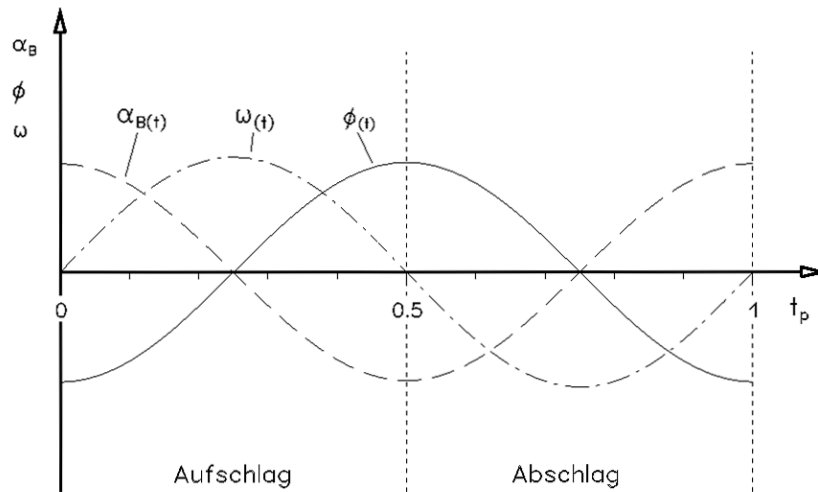


Bild 5.1 Prinzipieller Verlauf von  
 $\Phi$  Schlagwinkel  
 $\omega$  Winkelgeschwindigkeit  
 $\alpha_B$  Winkelbeschleunigung  
 bei zeitlich sinusförmiger Schlagflügelbewegung

Mit der Winkelgeschwindigkeit  $\omega$  lässt sich die Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$  an einem Flügelort im Abstand „y“ von der Flügelwurzel bestimmen.

$$v_{u(y)} = y \cdot \omega \quad (5.4)$$

Für die maximale Winkelgeschwindigkeit  $\omega_{\max}$  bei zeitlich sinusförmigen Verlauf gilt lt. Gl. (5.2) bei Vorgabe des Endlagenwinkels  $\Phi_E$  [Grad] und der Schlagperiodendauer  $t_p$

$$\omega_{\max} = \pm \frac{2\pi}{t_p} \cdot \phi_E \cdot \frac{\pi}{180} \quad (5.5)$$

und für die damit in Verbindung stehende Bahn- bzw. effektive Anströmgeschwindigkeit  $v_e$

$$v_{e(y)} = \sqrt{v_{u(y)}^2 + v_K^2} \quad (5.6)$$

- mit
- y Abstand des betrachteten Flügelortes von der Flügelwurzel [m]
  - $v_{u(y)}$  Umfangsgeschwindigkeit an einem Ort des Schlagflügels [m/s]
  - $\Phi_E$  Schlag-Endlagenwinkel, gemessen von der gestreckten Flügelstellung [Grad]
  - $t_p$  Dauer einer Schlagperiode [sec]
  - $v_{e(y)}$  effektive Anströmgeschwindigkeit am Flügelort [m/s]  
Ihre Größe entspricht derjenigen der Bahngeschwindigkeit  $v_b$  des Flügelortes, ist dieser aber entgegen gerichtet.
  - $v_K$  Kraftfluggeschwindigkeit [m/s]. In erster Näherung kann hier auch die Gleitfluggeschwindigkeit eingesetzt werden.
  - $\omega_{\max}$  maximal auftretende Winkelgeschwindigkeit [rad/s]

Der Vorzeichenwechsel der maximalen Winkelgeschwindigkeit in Gl. (5.5) rührt von der Schlagrichtungsänderung her. Beim Aufschlag gilt das Plus- und beim Abschlag das Minuszeichen.

Ein Beispiel für eine Schlagflügelmasse die sich nach diesen Gesetzmäßigkeiten bewegen wird, ist in nachstehendem Bild dargestellt. Dabei ist die Masse des Schlagflügels in einem Punkt kon-

zentriert und über einen Hebelarm mit Schraubenfedern verbunden. Schwerkraft und Luftwiderstand sollen in dieser idealisierten Anordnung unwirksam sein. Stößt man die Masse in Schlagrichtung an, so wird sie nach vorstehenden Gesetzmäßigkeiten schwingen, wie die Unruhe einer mechanischen Uhr.

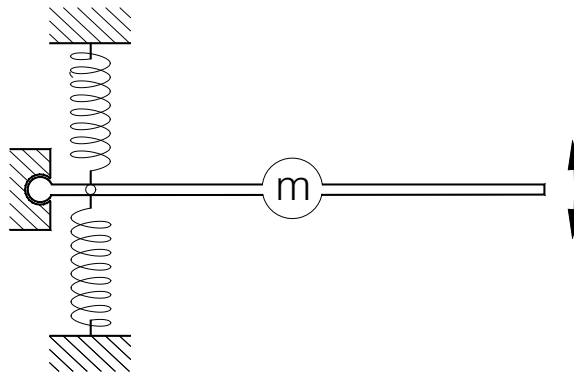


Bild 5.2 Schwingflügelanordnung

Die Schwingfähigkeit ist eine wichtige Eigenschaft des Schlagflügels. Hat man mit der ersten Auslenkung erst einmal Energie in Schlagrichtung zugeführt, so ist für die weitere Schlagbewegung der Masse keine Energiezufuhr mehr erforderlich. Man sollte also insbesondere gewichtige Schlagflügel durch geeignete Federanordnungen schwingfähig machen.

Verlässt man die idealisierte, verlustlose Versuchsanordnung und kehrt zum praktischen Schlagflügel zurück, so ist natürlich klar, dass die Schwingungsenergie der Masse in kürzester Zeit von aerodynamischen Kräften umgewandelt und abgegeben wird. Der schwingende Schlagflügel wirkt mit seiner großen Fläche auf die Schwingungsanordnung wie eine starke Dämpfung. Ohne Energiezufuhr kommt er sehr schnell zum Stillstand. Um die Schwingung aufrecht zu erhalten muss zur Überwindung der aerodynamischen Kräfte laufend Energie zugeführt werden. Trotz der Schwingungseigenschaften des Schlagflügels ist also ein Antrieb erforderlich. Die Schwingungskräfte sind den aerodynamischen Kräften nur überlagert.

## 5.2 Energieumwandlung

Der Energiefluss in einem mechanisch schwingenden System wird nachstehend am Beispiel einer mit zwei Schraubenfedern verbundenen Masse betrachtet. Dabei wird der Einfachheit halber eine lineare Form der Schwingbewegung gewählt. Es fällt aber dem Betrachter des folgenden Bildes sicher nicht schwer, sich die gleichen Bewegungsvorgänge mit einem Schwingflügel vorzustellen. Auch das Energieumwandlungsprinzip ist in beiden Fällen gleich.

Lenkt man die Masse „m“ wie dargestellt aus der Mittellage aus, so wird zunächst Spannarbeit verrichtet. Diese wird als potentielle bzw. Spannenergie in den Federn gespeichert. Bei der Freigabe der Masse wird diese durch die Federn beschleunigt. Dabei nimmt die Spannenergie im gleichen Maße ab, wie die Bewegungs- bzw. kinetische Energie  $E_{\text{kin}}$  der Masse zunimmt. In nachstehendem Bild ist die Spannenergie  $E_{\text{spann}}$  in Abhängigkeit vom Auslenkungsweg „s“ aufgetragen (Parabel). Die Gesamtenergie in dem System ist konstant. Dies entspricht einer zur x-Achse parallelen Strecke. Für jede Auslenkung während der Schwingung kann man so aus dem Diagramm den Anteil an Spann- und kinetischer Energie des Systems entnehmen.

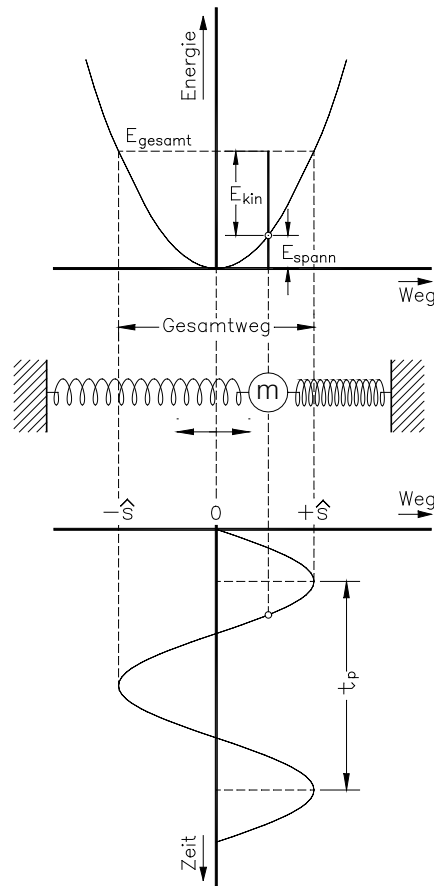


Bild 5.3 Energiefluss einer schwingenden Masse und ihre Weg-Zeit-Funktion. In der dargestellten Schwingungsanordnung soll keine Schwerkraft auf die Masse wirken.

Interessant ist es nun, mal den Geschwindigkeitsverlauf im Verhältnis zum Wegverlauf an Hand von Bild 5.1 zu betrachten. Dort sieht man, dass die Schlag- bzw. Winkelgeschwindigkeit - wie erwartet - in Schlagmitte am größten ist. Dies entspricht auch dem Maximum der kinetischen Energie. Dieses Maximum wird aber nur für einen kurzen Moment erreicht. Davor und danach fällt die Schlaggeschwindigkeit stetig auf Null zurück. Dies weist aber auf einen entscheidenden Nachteil eines harmonisch schwingenden Schlagflügels hin. Der mit dem Schlagflügel maximal erzielbare Nutzeffekt liegt nur in Schlagmitte, also nur in einen ganz kurzen Moment vor.

### 5.3 Endlagenfeder

Da hat man also ein Flügelprofil mit möglichst großem Arbeitsbereich gewählt, die Zirkulationsverteilungen von Auf- und Abschlagn möglichst weit auseinander gelegt und die Flügelverwindung mit beträchtlichem konstruktivem Aufwand maximiert. Und nun ist das optimale Ergebnis bei jedem Flügelschlag immer nur einen kurzen Augenblick lang voll wirksam.

Diesem Umstand kann man aber glücklicherweise leicht abhelfen. Die Schwinganordnung wird dazu nur geringfügig modifiziert. Die Federn werden dabei nicht mehr direkt mit der Masse verbunden. Stattdessen soll sich die Masse zwischen zwei so genannten „Endlagenfedern“ frei bewegen können. In nachstehendem Bild ist ein Beispiel dafür dargestellt.

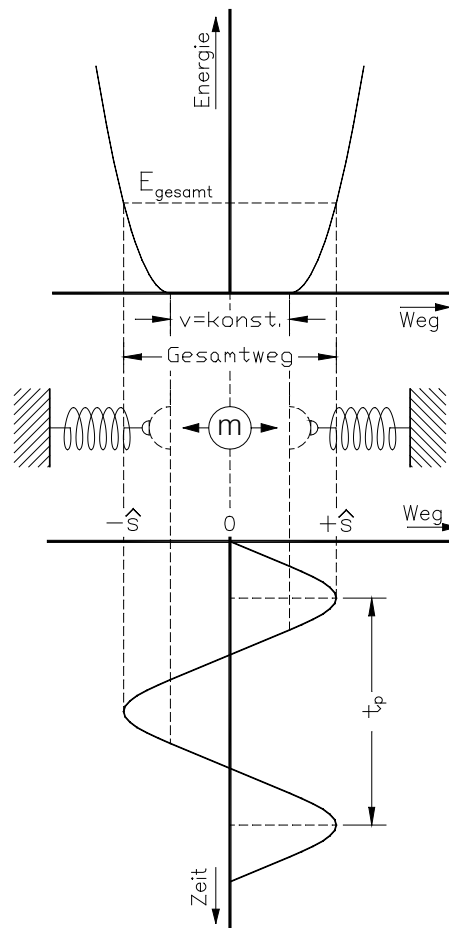


Bild 5.4 Schwingende Masse zwischen zwei Endlagenfedern

Auffallend daran ist, dass sich der Bewegungsablauf gegenüber von Bild 5.3 kaum geändert hat. Bei näherer Untersuchung stellt man aber dann doch Unterschiede fest. Die Weg-Zeit-Funktion verläuft im Mittellagenbereich ein gutes Stück linear. Außerdem ist der kleineren Gesamtenergie zu entnehmen, dass die maximal auftretende Geschwindigkeit geringer geworden ist.

Man hätte natürlich die höhere Gesamtenergie bzw. die maximale Geschwindigkeit der Masse von Bild 5.3 auch beibehalten können. Da sie in Bild 5.4 über einen längeren Zeitraum wirkt, hätte die Masse die gleiche Auslenkung in kürzerer Zeit zurückgelegt. Die Periodendauer  $t_p$  wäre dadurch kürzer geworden. Hier wird aber insbesondere Wert auf die Darstellung der großen Ähnlichkeit beider Weg-Zeit-Funktionen gelegt und deshalb die kleinere Maximalgeschwindigkeit verwendet. Die Periodendauer von Bild 5.3 wird so beibehalten.

Für den Schlagflügel folgt aus der längeren Wirkungsdauer der maximalen Schlaggeschwindigkeit eine längere Wirkungsdauer der maximalen Auf- und Abschlagkräfte. Die jeweiligen Kraftimpulse vergrößern sich entsprechend. Aus der Sicht der Dynamik ist also eine möglichst lang andauernde Maximalgeschwindigkeit der Schlagbewegung positiv zu bewerten. Wie sich allerdings die dabei zunehmende Instationarität der Strömungsbedingungen in einem immer kürzeren Zeitraum an den Schlagenden auf die Aerodynamik auswirkt, ist noch unbekannt.

Natürlich muss die Masse mit den Endlagenfedern in wesentlich kürzerer Zeit abgebremst und in Gegenrichtung wieder beschleunigt werden. Dies führt zu entsprechend größeren Beschleunigungskräften. Der Flügelholm muss also verstärkt werden. Je kürzer die Beschleunigungsstrecke im Bereich der Endlagen

gemacht wird, umso größer werden die auftretenden Kräfte bzw. das Beschleunigungsmoment (siehe nachstehende Gl. 5.17 mit 5.15).

Der Energiefluss des Schwingflügels muss in der Praxis nicht auf die Wechselwirkung zwischen kinetischer und Spannenergie beschränkt bleiben. Auch zusammen mit den aerodynamischen Energieumsätzen ist ein schwingfähiges System vorstellbar. Man kann beispielsweise die untere Endlagenfeder weg lassen und deren Kräfte durch aerodynamische Kräfte ersetzen (folgendes Bild).

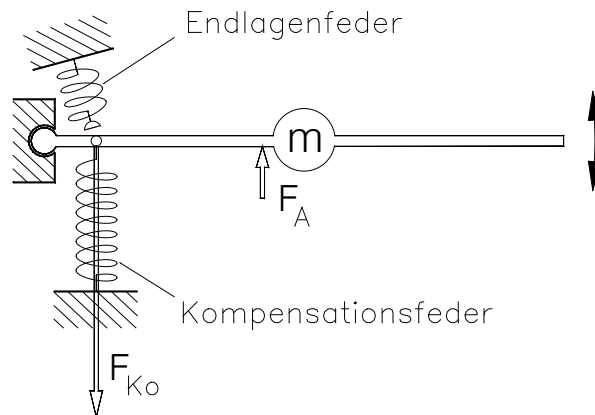


Bild 5.5 Schwingfähiger Schlagflügel mit nur einer Endlagenfeder

Schaltet man dann beim Abschlag kurz vor Erreichen der unteren Endlage den Antrieb ab, so wird sich der Flügel infolge der Massenträgheit noch ein kurzes Stück weiter abwärts bewegen. Die Trägheitskräfte des Flügels ersetzen dann sozusagen die Antriebskräfte.

Solange sich dabei der Flügel nach dem Abschalten noch abwärts bewegt, wird die kinetische Energie der Flügelmasse in Vortrieb bzw. Flugarbeit umgewandelt. Letztlich wird so die kinetische Energie der Schlagflügelmasse in Schlagrichtung in die kinetische Energie der Modellgesamtmasse in Flugrichtung umgewandelt.

Nach Erreichen der unteren Endlage ist Voraussetzung für den Schwingungsvorgang, dass der Flügel selbsttätig einen positiven Anstellwinkel einnimmt und insgesamt ein positives Schlagmoment nach oben entwickelt. Mit seiner Funktion als Windrad beschleunigt dann der Schlagflügel seine Flügelmasse nach oben. Die dazu erforderliche Energie entzieht er der Bewegungsenergie der Modellmasse und holt sich so die zuvor dort eingeleitete kinetische Energie wieder zurück.

Hat dann der Schlagflügel seine maximale Aufschlag-Winkelgeschwindigkeit in etwa erreicht, schaltet man den Motor wieder ein und unterstützt im Weiteren den Schlagflügel beim Spannen der Kompensationsfeder. Anschließend übernimmt im Bereich der oberen Flügelstellung die Endlagenfeder das Abbremsen in Aufschlag- und auch das Beschleunigen in Abschlagrichtung.

Vorstehende Anordnung lässt sich vielfältig modifizieren. Beispielsweise muss man den Motor im Bereich der Endlagen nicht unbedingt abschalten. Auch Leerlauf- oder Teillastbetrieb ist dort möglich. Dies bietet sich insbesondere bei umlaufenden Antrieben an, während bei Antrieben mit wechselnden Drehrichtungen mehr die Abschaltung und der Leerlauf infrage kommen. Bei Elektroantrieben lässt sich zusätzlich auch noch der Energiefluss des Motors im Generatorbetrieb in die Schwingkreisüberlegungen mit einbeziehen. Auch die Kompensationsfeder kann durch geeignete Dimensionierung zumindest einen Teil der Aufgaben der oberen Endlagenfeder mit übernehmen - und umgekehrt.

Die Endlagenfeder lässt sich außerdem ganz oder teilweise durch die Flügelholm-Elastizität ersetzen. Der Holm muss dann wie eine Peitsche wirken, welche in den Endlagen die Beschleunigungsenergie auf-



nimmt und in Gegenrichtung wieder abgibt. Die Eigenfrequenz des Schlagflügels als Peitsche muss dabei aber auf die vom Antrieb aufgezwungene, tatsächliche Schlagfrequenz abgestimmt werden. Dies ist jedoch theoretisch und praktisch nicht ganz einfach zu beherrschen. Ich arbeite daher lieber mit möglichst steifen Holmen und vernachlässige die Eigenschwingung des Flügels. Wegen der starken Dämpfung durch Luftkräfte halte ich dies auch für zulässig. Die Holmelastizität in Schlagrichtung muss jedoch bei der Weiterentwicklung der Schlagflügelkonstruktion sicher stärker beachtet werden. Nur dann lassen sich vielleicht überlagerte, unerwünschte Schlagbewegungen vermeiden. Außerdem würde das Flugbild der Ornithoptermodelle etwas näher an die Eleganz der natürlichen Vorbilder heran reichen, wenn sich die Schlagflügel im Verlauf der Schlagbewegung deutlich sichtbar durchbiegen würden.

Maßgebend für die Bestimmung der Endlagenfeder ist deren Federrate. Sie folgt aus der Tatsache, dass die kinetische Energie des Schlagflügels  $E_{\text{kin}}$

$$E_{\text{kin}} = \frac{J_F \cdot \omega^2}{2} \quad (5.7)$$

in vollem Umfang in Spannenergie der Endlagenfeder  $E_{\text{spann}}$  umgewandelt werden muss.

$$E_{\text{spann}} = \frac{1}{2} \cdot F_{\text{max}} \cdot s \quad (5.8)$$

Oder auch

$$E_{\text{spann}} = \frac{c_F \cdot s^2}{2} \quad (5.9)$$

Durch Gleichsetzung der Energien erhält man

$$\frac{c_F \cdot s^2}{2} = \frac{J_F \cdot \omega^2}{2} \quad (5.10)$$

bzw. die Federrate

$$c_F = J_F \cdot \left( \frac{\omega_{\text{max}}}{s} \right)^2 \cdot 1000 \quad (5.11)$$

mit	$J_F$	Trägheitsmoment des Schlagflügels [kg m <sup>2</sup> ]
	$\omega_{\text{max}}$	maximale Winkelgeschwindigkeit des vorangegangenen Taktes [rad/s]
	$s$	Federweg der Endlagenfeder [mm]
	$E_{\text{spann}}$	Spannenergie der Endlagenfeder [Nmm]
	$c_F$	Federrate der Endlagenfeder [N/mm]

Zusammen mit der maximal auftretenden Federkraft ( $F_{\text{max}} = s_{\text{max}} \cdot c_F$ ) kann man damit eine geeignete Endlagenfeder auswählen. Bei deutlich unterschiedlichen Schlagzeiten von Auf- und Abschlagn sind die Endlagenfedern womöglich entsprechend anzupassen.

Ähnlich wie die Kompensationsfeder sind auch Endlagenfedern bei der Antriebsmontage und bei Antriebtests recht störend. Sie können mit ihren großen Kräften (bei meinen Modellen  $F_{\text{max}} \approx 600$  N), insbesondere bei Probeläufen ohne montierte Flügel, die Antriebsmechanik beschädigen. Andererseits wird an Hand der Größe dieser Kraft vorstellbar, wie nützlich die Endlagenfeder bzw. die Anwendung des Schwingungsvorganges ist. Sonst müsste der Ornithopter anderweitig diese Kraft bzw. das damit verbundene Schlagmoment aufnehmen. Man sollte aber bei der Antriebskonstruktion zumindest für Testläufe auf eine leichte Demontierbarkeit der Endlagenfeder achten.

## 5.4 Schlagflügel mit Kompensationsfeder und Antrieb

In den Kapiteln 1, 5.1 und 5.2 wurden Betrachtungen über die Kräfte an einem mit Federn kompensierten Schlagflügel angestellt. Wie sieht es nun aus, wenn am Schlagflügel unterschiedliche Zirkulationsverteilungen vorliegen und zusätzlich zur Kompensationsfeder auch noch Antriebskräfte ins Spiel kommen?

Nachstehend ist dazu eine Schlagflügelhälfte in gestreckter Flügelhaltung abgebildet. Die bei den einzelnen Takten dargestellte Auftriebskraft  $F_A$  entspricht in ihrer Größe und Lage den Vorgaben der Zirkulationsverteilungen von Bild 2.10. Bei sehr langsamer Schlagbewegung kann man die Umfangskraft der Auftriebskraft  $F_A$  in erster Näherung gleichsetzen.

Die wie in Bild 1.3 an einem Flügelanlenkungspunkt angreifende Kompensationsfeder soll theoretisch und praktisch über den ganzen Federweg mit möglichst konstanter Kraft arbeiten. Sie muss also eine sehr kleine Federrate haben. Gleichzeitig setzt an dieser Stelle der hier nicht näher dargestellte Antrieb an. Die Kräfteverhältnisse stellen sich dann wie folgt dar.

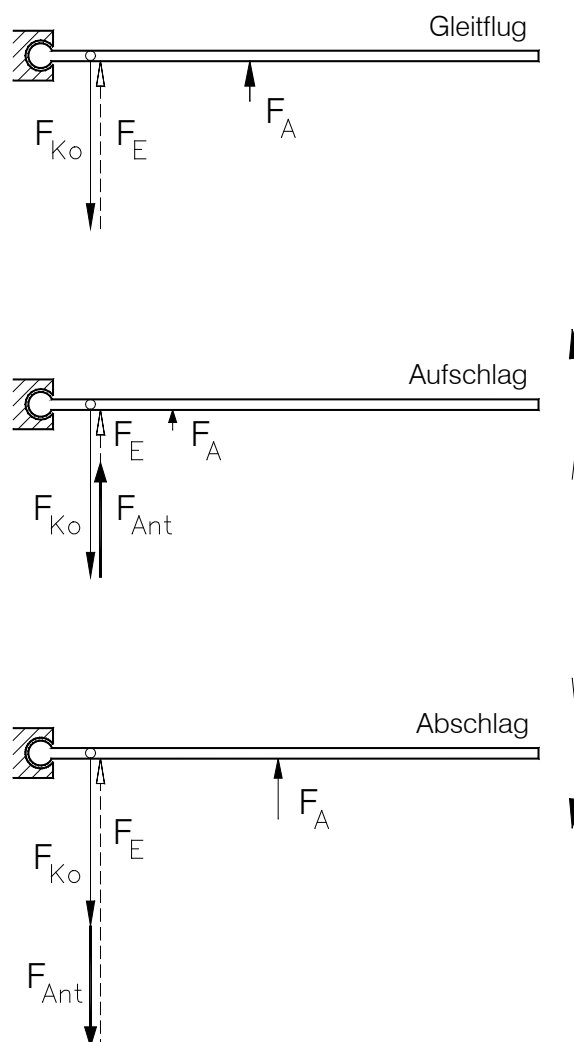


Bild 5.6 Schlagflügel mit Auftriebs-, Kompensationsfeder- und Antriebskräften

Im **Gleitflug** greift am Flügel die Auftriebskraft  $F_A$  an die in ihrer Summe auf beiden Flügelseiten der Modellgewichtskraft entspricht. Bei elliptischer Auftriebsverteilung liegt der Druckpunkt von der Flügelwurzel aus gesehen etwa bei 42 % der Halbspannweite.

Der Auftrieb bewirkt ein Schlagmoment des Flügels nach oben. Am Anlenkpunkt der Kompensationsfeder lässt sich mit Hilfe der Hebelgesetze eine Ersatzkraft  $F_E$  errechnen, die ein gleich großes und gleich gerichtetes Schlagmoment am Flügel erzeugt wie die Auftriebskraft  $F_A$ .

Das Schlagmoment soll in diesem Beispiel durch die Kompensationsfeder gerade ausgeglichen werden. Die Kompensationsfederkraft  $F_{Ko}$  ist also genau so groß wie die Ersatzkraft  $F_E$ , dieser aber entgegen gerichtet. Durch die Kompensationsfederkraft wird der Schlagflügel im Gleitflug momentenfrei. Er lässt sich daher während des Fluges mit einfachen konstruktiven Mitteln in dieser Stellung arretieren. Die Größe der Kompensationsfederkraft wird in der folgenden Betrachtung beibehalten.

Beim **Aufschlag** verlagert sich der Auftrieb mehr zur Flügelwurzel und wird kleiner. Damit verringert sich das Schlagmoment des Flügels. Die Antriebskraft  $F_{Ant}$  muss für eine Aufschlagbewegung der jetzt zu starken Kompensationsfeder entgegen arbeiten.

Die Kompensationsfeder wird während der Aufschlagbewegung gespannt und speichert dabei Energie. Die dafür erforderliche Kraft setzt sich aus Antriebskraft  $F_{Ant}$  und der Ersatzkraft  $F_E$  zusammen. Die Größenanteile der gespeicherten Antriebs- und Aufschlagenenergie lassen sich also anhand der Größenanteile der Vektoren von  $F_{Ant}$  und  $F_E$  ablesen. Wäre beispielsweise das Aufschlagmoment am Flügel gleich Null, so wäre auch die Ersatzkraft Null. In diesem Falle müsste die Antriebskraft genau so groß sein wie die Kompensationsfederkraft. Es würde dann nur noch Antriebsenergie gespeichert.

Beim **Abschlag** wird der Auftrieb mehr zur Flügelspitze verlagert und gleichzeitig größer. Entsprechend groß wird auch die Ersatzkraft  $F_E$ . Ein wesentlicher Kraftanteil zur Überwindung dieser Ersatzkraft wird beim Abschlag durch die Kompensationsfeder aufgebracht. Die für den übrigen Teil erforderliche Antriebskraft  $F_{Ant}$  ist in diesem Beispiel etwa so groß wie beim Aufschlag.

Kompensation- und Antriebskraft wirken beim Abschlag in die gleiche Bewegungsrichtung. Ohne Kompensationsfeder müsste der Antrieb die gesamte Ersatzkraft  $F_E$  aufbringen, d. h. er müsste in diesem Beispiel etwa 2,4-mal so stark und entsprechend schwer dimensioniert werden. Außerdem müsste ohne Kompensationsfeder der Antrieb mit wechselnden Kraftrichtungen arbeiten, beim Abschlag in Bewegungsrichtung und beim Aufschlag entgegen der Bewegungsrichtung - als Bremse. Wechselnde Kraftrichtungen erfordern eine stärkere Dimensionierung des Antriebs – z.B. des Getriebes. Der Einsatz einer Kompensationsfeder hilft also beim Bau der Antriebsmechanik Gewicht zu sparen. Federn wurden daher schon in der Vergangenheit in den unterschiedlichsten Konstruktionen von vielen Ornithopterkonstrukteuren angewandt.

Nachteilig bei der Anwendung von Kompensationsfedern ist in der Flugpraxis deren Federkraft im Ruhezustand des Modells. Sie wirkt ja z.B. auch während der Landung im Gleitflug. Bei nachlassender Auftriebskraft drückt die Kompensationsfeder die Flügelspitzen - zusätzlich zum Flügelgewicht - auf den Boden. Ist der Antrieb im Stillstand nicht selbsthemmend, so muss eine Bremse oder eine andere mechanische Verriegelung vorsehen werden. Diese Einrichtung muss vor dem Einschalten des Antriebs gelöst und nach der Abschaltung des Antriebs wieder eingelegt werden. Die Antriebssteuerung wird dadurch leider kompliziert (Das Thema „Antriebshemmung“ ist auch bei vorgesehenen Hochstarts zu beachten).

Außerdem ist eine Kompensationsfeder bei der Montage und Demontage des Antriebs und bei Testläufen sehr störend. Infolge ihrer großen Kraft (bei meinen Modellen ca. 500 N) ist sie beim Leerlauf ohne angebaute Schlagflügel womöglich in der Lage, den ganzen Antrieb zu zerstören. Selbst mit angebauten Schlagflügeln sind bei fehlender Auftriebskraft Probelaufe des Antriebs kaum möglich. Kompensationsfedern mit einstellbarer Kraft bieten diesbezüglich Vorteile.



den Abschlag infolge der Modell-Fliehkraft der Fall. Die Folge ist eine schlechte Manövrierfähigkeit des Modells.

An einem derartig drehzahlweichen Antrieb habe ich mal in einem ortsfesten Prüfstand die Schlaggeschwindigkeit aufgezeichnet – allerdings ohne Anströmung der Flügel von vorn. Dabei stellte ich trotz oder wegen der steifen Flügelholme, in Verbindung mit den Drehzahlschwankungen, diverse kräftige Schwingungen innerhalb der Schlagbewegungen fest. Dies ist im Flug sicher sehr nachteilig.

Das weiche Drehzahlverhalten des Antriebs kann daher nur als erster Entwicklungsschritt für einen mehr recheckförmigen Bewegungsablauf angesehen werden. Bei weitergehenden Entwicklungen ist es sicherlich besser, schon die mechanische Bewegungscharakteristik des Antriebs an den gewollten Ablauf anzupassen.

## 5.6 Ermittlung der Flügelmassenträgheit

Der technische Schlagflügel ist, im Gegensatz zu den natürlichen Vorbildern, keine „federleichte“ Konstruktion. Beim Rechenmodell beträgt die Masse beide Schlagflügelhälften immerhin 0,8 kg. Dieses Gewicht kann man sich in erster Näherung im Flügelschwerpunkt, also etwa in der Mitte der Halbspannweite konzentriert vorstellen. Bei einem Abstand der Masse von 0,7 m vom Schlaglager ist dann leicht vorstellbar, dass die Beschleunigungskräfte für die ständig wechselnde Schlagrichtung beachtlich sein müssen. Mittels der Endlagenfedern ist das Problem jedoch, wie oben beschrieben, in den Griff zu kriegen. Zur Festlegung der Federdaten für ein bestimmtes Trägheitsmoment dient nachfolgende Betrachtung.

Ist die Masse des Flügels längs der Spannweite relativ gleichmäßig verteilt, kann man das Flügelträgheitsmoment  $J_F$  aus der gesamten Flügelmasse  $m_F$  und der Spannweite  $b$  mit einer einfachen Gleichung berechnen.

$$J_F = \frac{m_F}{12} \cdot b^2 \quad (5.12)$$

Diese Gleichung wird man anwenden, solange man sich noch in der Konstruktionsphase befindet. Die Masse des Schlagflügels wird jedoch nicht tatsächlich gleichmäßig verteilt sein. Ist der Schlagflügel hergestellt, so kann sein Massenträgheitsmoment durch Messung genauer ermittelt werden. Dazu wird die mathematische Beschreibung der ungedämpften Schwingung eines Schwerpendels genutzt.

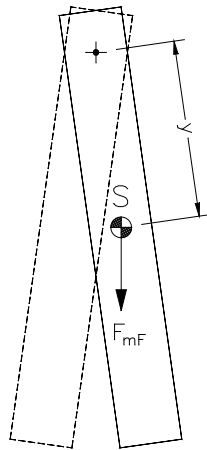


Bild 5.8 Schema eines Schwerependels

In vorstehendem Bild ist ein Schlagflügel - im Schlaglager frei drehbar - vereinfacht als Stab dargestellt. Bei kleinen Pendelausschlägen gilt für die Schwingungsdauer des Schwerependels folgende Gleichung.

$$T_0 = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{J}{y_s \cdot m \cdot g}} \quad (5.13)$$

Hierin ist

$J$	Trägheitsmoment des Pendels [kg m <sup>2</sup> ]
$T_0$	Dauer einer Schwingungsperiode [s]
$y_s$	Abstand des Schwerpunktes vom Pendellager [m]
$m$	Masse des Pendels bzw. der Schlagflügelhälfte [kg]
$g$	Ortsfaktor der Fallbeschleunigung (9,81) [m/s <sup>2</sup> ]

Durch Einsetzen der Schlagflügelgrößen und Umstellung erhält man das Trägheitsmoment  $J_F/2$  einer Schlagflügelhälfte.

$$\frac{J_F}{2} = y_s \cdot \frac{m_F}{2} \cdot g \cdot \left( \frac{T_0}{2\pi} \right)^2 \quad (5.14)$$

Darin ist „ $m_F$ “ die Masse und „ $J_F$ “ das Trägheitsmoment des gesamten Flügels. Gemessen wird die Schwingungsdauer jedoch nur an einer Schlagflügelhälfte.

Die Schwingungsdauer  $T_0$  ist in der Praxis relativ einfach zu messen. Dazu lässt man eine Schlagflügelhälfte, beginnend mit einer Auslenkung von etwa 10°, um ihr Schlaglager pendeln. Gleichzeitig misst man die Zeit für eine möglichst große Anzahl der Schwingungsperioden. Daraus erhält man dann relativ genau die Dauer einer Schwingungsperiode  $T_0$ .

Bei der Pendelbewegung in Schlagrichtung ist es zunächst nahe liegend, die Messung ohne Flügelbespannung durchzuführen. Die Dämpfung durch die Luft ist sonst zu stark. Um auch die Masse der Bespannung mit zu erfassen ist es jedoch besser, die Messung mit dem fertigen Schlagflügel durchzuführen (Schon die im Flügel enthaltene Luft hat beispielsweise bei 10 Litern Inhalt eine Masse von ca. 12 g). Man muss dann allerdings die Pendelrichtung um 90 Grad drehen und sie in die Flugrichtung des Flügels legen. Für die Messung der Schwingungsperiodendauer spielt die Pendelrichtung ja praktisch keine Rolle. Wichtig ist, dass die Pendelausschläge nicht zu groß gemacht werden, da sonst vorstehende Gesetzmäßigkeit ihre Gültigkeit verliert.

Aus dem so ermittelten Massenträgheitsmoment einer Schlagflügelhälfte kann man dann das erforderliche Beschleunigungsmoment  $M_B$  für den gesamten Schlagflügel ermitteln.

$$M_B = J_F \cdot \alpha_B \quad (5.15)$$

mit	$\alpha_B$	Winkelbeschleunigung [rad/s <sup>2</sup> ]
	$J_F$	Trägheitsmoment des Schlagflügels [kg m <sup>2</sup> ]
	$M_B$	tangentiale Beschleunigungsmoment (in Schlagrichtung) [Nm]

Die Größe und der zeitliche Verlauf der Winkelbeschleunigung  $\alpha_B$  hängen nun aber ganz entscheidend von der jeweiligen Antriebskonstruktion ab. Es muss hier daher genügen, die Berechnung für einen ganz bestimmten, allerdings häufig verwendeten Fall anzugeben. Es ist dies die schon erwähnte Schlagflügelbewegung nach den Gesetzen der harmonischen Schwingung. Die maximale Beschleunigung liegt dabei immer beim Durchgang des Schlagflügels durch die Endlage vor. Laut Gleichung 5.3 gilt an dieser Stelle ( $t=0$ ) für die Winkelbeschleunigung.

$$\alpha_{B \max} = \phi_E \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \left( \frac{2\pi}{t_p} \right)^2 \quad (5.16)$$

mit	$t_p$	Dauer einer Schlagperiode [s]
	$\phi_E$	Endlagenwinkel, symmetrisch zur Schlagmitte liegend [Grad]
	$\alpha_{B \max}$	maximale Winkelbeschleunigung [rad/s <sup>2</sup> ]

Setzt man den Wert von  $\alpha_{B \max}$  in Gleichung (5.15) ein, so erhält man zusammen mit dem gemessenen Trägheitsmoment das maximale Beschleunigungsmoment  $M_{B \max}$ . Zusammen mit der Hebelarmlänge  $h$  des Anlenkungspunktes am Schlagflügel kann man daraus schließlich die erforderliche Maximalkraft der Endlagenfeder ermitteln.

$$F_{tB \max} = \frac{M_{B \max}}{h} \quad (5.17)$$

mit	$M_{B \max}$	maximales Beschleunigungsmoment der Schlagflügelmasse [Nm]
	$h$	Hebelarmlänge des Endlagenfeder-Angriffspunktes, gemessen vom Schlaglager [m]
	$F_{tB \max}$	maximale tangentielle Beschleunigungskraft bzw. Kraft der Endlagenfeder [N]

Neben der Masse der Flügelkonstruktion soll man - entsprechender Literatur zufolge (Hewitt, 1985) - auch noch der Trägheitseffekt der umgebenden Luft mit berücksichtigen. Dieser Trägheitseffekt wird auch als „virtueller Masseneffekt“ bezeichnet. Dabei handelt es sich lt. Hewitt im Rahmen der angewendeten Streifenmethode um die Masse der Luft in einem Zylinder mit dem Durchmesser der örtlichen Profiltiefe und Breite des Profilstreifens. Die Gesamtmasse über die ganze Spannweite gesehen ist nicht unerheblich (beim Rechenmodell ca. 211 g). Ich habe sie aber bisher vernachlässigt.

Zum einen gilt diese Massenberechnung meines Wissens nur für die elliptische Zirkulationsverteilung. Zum andern kann ich mir nur schwer vorstellen, dass insbesondere im Handflügelbereich die Luftmasse in der kurzen Zeit des Vorbeiströmens auf die Summe von Abwind- und Schlaggeschwindigkeit beschleunigt wird. Dies würde auch eine völlig neue Betrachtung der Auftriebserzeugung erforderlich machen.

Sicherlich spielt für die Ermittlung der Flügelmassenträgheit die Luftmasse der Grenzschicht eine Rolle. Die ist aber relativ klein.

## 5.7 Weitere Auswirkungen der Flügelmassenträgheit

Wenn vorstehend von Flügelbeschleunigung die Rede war, so handelte es sich dabei immer um eine Beschleunigung tangential zur Schlagbewegung. Dem gegenüber klein ist die radiale Flügelbeschleunigung. Man kann sie sich einfach als Fliehkraft der Flügelmasse vorstellen, die während der Schlagbewegung in Richtung der Flügelachse am Schlaglager zerrt. Würde der Flügel nicht nur den relativ

kleinen Schlagwinkel überstreichen sondern um volle 360 Grad rotieren, so ist leicht nachvollziehbar, dass auch die radiale Flügelbeschleunigung wie eine rotierende Unwucht Auswirkungen auf die Modellbewegung in z-Richtung hat. Aufgrund des beim Rechenmodell relativ kleinen Schlagwinkels ist hier diese wechselnde Auftriebskraft aber vernachlässigbar. Die auftretende Schlagflügel-Fliehkraft ist aber bei der Bemessung der Flügelbefestigung der einzelnen Flügelhälften zu berücksichtigen (im Rechenmodell  $F_{rBmax}=3,9N$ ).

$$F_{rBmax} = \omega_{max}^2 \cdot r_{mF} \cdot \frac{m_F}{2} \quad (5.18)$$

mit  $\omega_{max}$  maximale Winkelgeschwindigkeit des Schlagflügels [rad/s]  
 $r_{mF}$  Abstand des Flügelmassenschwerpunktes vom Schlaglager [m]  
 $m_F$  Masse des ganzen Schlagflügels [kg]  
 $F_{rBmax}$  maximale radiale Beschleunigungskraft (Fliehkraft) einer Schlagflügelhälfte [N]

Von dem Massenträgheitsmoment der schlagenden Flügel vermute ich auch einen spürbaren Einfluss auf die Richtungsstabilität des Schlagflügelmodells. Während der Schlagbewegung wirken ja die beiden rotierenden Massen der Schlagflügelhälften wie gegenläufige, richtungsstabilisierende Kreisel. Ob allerdings die relativ trägen Modellreaktionen auf Seitensteuerausschläge nur darauf zurückzuführen sind, ist ungewiss. Zumindest im Gleitflug lässt sich die Steuerträchtigkeit meiner Ornithopter auch mit der Verwindungselastizität der Flügel wie folgt erklären.

Im Gleitflug ist beim Übergang in die Kurvenlage als Gegenkraft zur Fliehkraft normaler Weise ein Auftriebsanstieg erforderlich. Die elastischen Schlagflügel geben dabei aber nach und verkleinern den Anstellwinkel etwas. Der Auftriebsanstieg der Kurvenlage verringert sich dadurch. Der Kurvenradius wird größer und vermindert die Reaktion auf Seitenruderausschläge. Der gleiche Effekt ist natürlich auch während des Kraftflugs wirksam. Solange man nicht mit den verwindbaren Schlagflügeln auch steuert, ist also ein großes Seitenruder von Vorteil. Bei ferngesteuerter Flügelverwindung ließe sich der Kurvenflug durch zusätzliche Vergrößerung des Anstellwinkels unterstützen.



## 6 Flügelparameter

Bei der Konstruktion eines Ornithopters ist ein in definierter Weise verwindbarer Schlagflügel ein Aufgabenschwerpunkt. Dazu werden hier Flügelkonstruktionsziele und Auswahlkriterien für das Flügelprofil vorgegeben, sowie eine Möglichkeit zur Berechnung der notwendigen Flügelverwindung aufgezeigt.

### 6.1 Flügelumriss

Der für eine bestimmte Zirkulation erforderliche  $c_a$ -Wert an einem Ort des Flügels ist keine feste Größe. Wie aus Gleichung 2.8 hervorgeht, lässt sich der  $c_a$ -Wert durch Veränderungen der Flügeltiefe modifizieren. Man kann mit einer großen Flügeltiefe zusammen mit einem kleinen Auftriebsbeiwert die gleiche Zirkulation erzielen, wie mit kleiner Flügeltiefe in Verbindung mit einem großen Auftriebsbeiwert.

Dies eröffnet die Möglichkeit, durch eine große Flügeltiefe den Zirkulationsarbeitsbereich zu vergrößern. Zieht man aber alle damit zusammenhängenden Veränderungen der betreffenden Rechenergebnisse in Betracht (Antriebsleistung, Steighöhe, Flügelverwindung, Flugstrecke usw.), so sind im Nahbereich von  $\Lambda=10$  die Veränderungen zunächst mal nicht all zu groß. Außerdem sind sie kaum vorteilhaft. Die angegebene Flügelstreckung stellt sozusagen einen guten Kompromiss dar. Die gezielte Fortentwicklung einzelner Parameter ist zwar möglich, aber nur aufwendig darstellbar. Überzeugende Veränderungen wurden dabei bisher nicht gefunden.

Dagegen erscheint zweckmäßig zu sein, die Flügeltiefe wenigstens beim  $c_a$ -Maximum des Abschlages, also etwa in der Mitte der Halbspannweite, zu vergrößern. Der erforderliche Profil- $c_a$ -Wert kann dann dort kleiner sein, und trotzdem wird die gewünschte Zirkulation an dieser Stelle erreicht. Das erleichtert die Profilauswahl. Eine von der Flügelwurzel ausgehende Verschlinkung des Flügels ist also nicht ratsam.

Dies gilt allerdings nur solange, wie man in der Mitte der Halbspannweite keine Flügelpfeilung zur Auftriebsverlagerung einsetzt oder dort ein Profil mit hohem Auslegungs- $c_a$  verwendet. Auch Vorflügel, wie der Daumenfittich bei den Vögeln, ermöglichen an dieser Stelle eine kleine Flügeltiefe.

Auch im Bereich der Flügelspitze ist es vorteilhaft die Flügeltiefe an den  $c_a$ -Verlauf anzupassen. Verjüngt man beispielsweise die äußeren 34 cm des Rechenmodellflügels bis auf 16 cm Flügeltiefe, so verbessert sich das Gesamtergebnis deutlich. Unter Beibehaltung der Flügelstreckung vergrößert sich dabei die Flügeltiefe an der Flügelwurzel von 28 cm auf knapp 30 cm. Die dann etwa 3 % höhere Antriebsleistung führt zu fast 11 % mehr Modellsteighöhe.

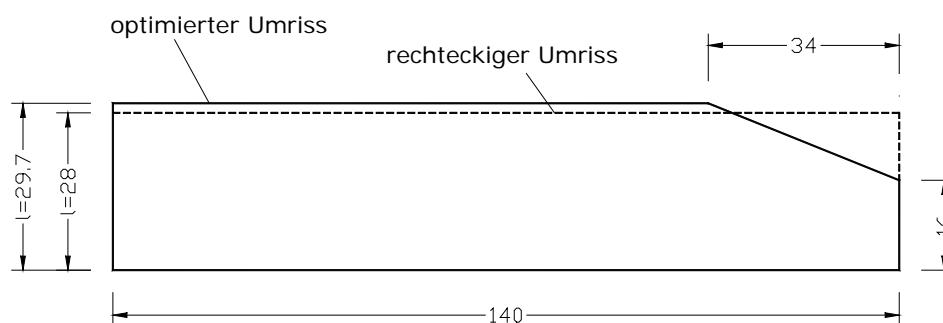


Bild 6.1 Optimierter Flügelumriss des Rechenmodells (Maße in cm)

Dadurch ändert sich allerdings auch die  $c_a$ -Verteilung und dementsprechend auch die Flügelverwindung an der Flügelspitze etwas.

## 6.2 Profilauswahl

Beim Schlagflügel ist der Profilarbeitsbereich des Auftriebsbeiwertes  $c_a$  maßgebend für die Schub-erzeugung. Mit Hilfe der Gleichung 2.8 lässt sich dies näher untersuchen. In nachstehendem Bild ist ein Beispiel des Arbeitsbereiches schraffiert hervorgehoben und dessen absolute Größe in Form der Differenzverlaufes zwischen Ab- und Aufschlagverteilung wiedergegeben ( $c_a$ -Diff).

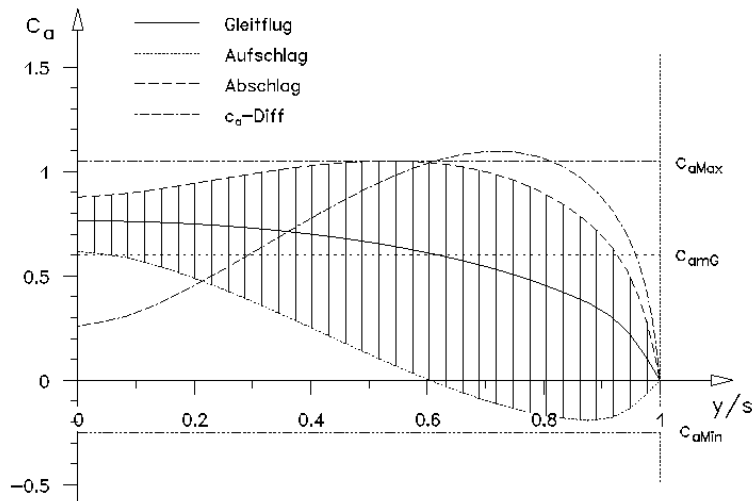


Bild 6.2 Verlauf des Auftriebsbeiwertes  $c_a$  längs der Halbspannweite beim Rechenmodell mit den Zirkulationskennzahlen

Aufschlag	$c_{\Gamma 1} = 0$
Gleitflug	$c_{\Gamma G} = 8,0$
Abschlag	$c_{\Gamma 2} = 9,063$

Je größer die Fläche des Arbeitsbereiches ist – insbesondere im äußeren Flügelabschnitt – umso mehr Flugarbeit pro Schlagperiode kann damit umgesetzt werden. Da man zur Schubimpulsvergrößerung die Schlagzahl des Flügels nicht beliebig steigern kann, muss man bei der Konzeption des Schlagflügels bestrebt sein, die Flugarbeit pro Schlagperiode zu steigern.

Bei vergleichenden Betrachtungen des Arbeitsbereiches ist allerdings zu beachten, dass die Flügelwiderstände nicht in die Darstellung einfließen – weder der Profilwiderstand noch der induzierte Widerstand. Die Fläche des Arbeitsbereiches kann daher nur ein Mosaikstein bei der Gesamtbeurteilung der Schub-erzeugung sein.

Für die Ermittlung der zulässigen  $c_a$ -Grenzwerte eines Profils gilt, dass es sich bei den Profilpolaren in der Regel um Werte handelt, die bei bestmöglicher Formtreue und Flügeloberfläche zu erreichen sind. Der praktische Schlagflügel wird aber wegen der erforderlichen Flügelverwindung, entweder eine elastische Oberfläche, oder Spalte für Klappen und Knicke aufweisen. Beides geht bei den bisher bekannten Flügelkonstruktionen zu Lasten der Profilkonturgenauigkeit. Von den  $c_a$ -Grenzwerten der im Windkanal gemessenen Profilpolaren sind daher Abstriche zu machen. Bei Schlagflügeln die mit elastischer Folie bespannt sind, hat sich bisher ein  $c_a$ -Sicherheitsabstand von etwa 0,2 vom gemessenen  $c_a$ -Maximal- bzw. -Minimalwert bewährt.

Wie aus vorstehendem Bild leicht erkennbar, liegt in der Mitte der Flügelhalbspannweite beim Abschlag das  $c_a$ -Maximum vor. Man ist nun zunächst geneigt dort ein Hochauftriebsprofil zu verwenden. Leider ist gleichzeitig von dieser Stelle aus zur Flügelspitze hin beim Aufschlag ein sehr kleiner  $c_a$ -Wert erforderlich. In diesem Flügelbereich muss also während einer Schlagperiode insgesamt ein sehr großer  $c_a$ -Bereich abgedeckt werden ( $c_a$ -Diff-Verlauf). Dies lässt sich durch Anwendung von einer oder auch mehreren der folgenden Maßnahmen erreichen.

**- Verwendung dicker, stumpfnasiger Profile**

Die für solche Profile erforderlichen großen Rezahlen sind infolge der meist hohen Ornithopter-gewichte kaum ein Problem. Trotzdem sind auch dabei für den Profilarbeitsbereich noch relativ enge Grenzen gesetzt. Außerdem muss man in Kauf nehmen, dass der Profilwiderstand mit zunehmender Dicke des Profils meist ansteigt.

**- Anordnung eines Vorflügels**

Es genügt sicherlich, den Vorflügel in dem relativ kleinen Bereich des  $c_a$ -Maximums anzuwenden, um längs des ganzen Flügels höhere  $c_a$ -Werte nutzen zu können (siehe vorstehendes Bild). Geeignete Konstruktionshinweise über Gestaltung und Anordnung solcher Vorflügel sind jedoch im technischen Bereich eher selten. Auch über die Konstruktion und Abmessungen des aufgebogenen Daumenfittichs diverser Vogelarten gibt es kaum detaillierte Hinweise. Deren technische Umsetzung wäre aber sowieso sehr schwierig.

**- Verwendung von Turbulatoren**

Durch Maßnahmen zur Erzeugung künstlicher Turbulenz wird insbesondere bei niedrigen Rezahlen die Grenzschicht günstig beeinflusst. Damit lässt sich der Arbeitsbereich des Auftriebsbeiwerts sowohl in positiver als auch in negativer Richtung erweitern. Geeignete Turbulatoren und entsprechende Messergebnisse liegen insbesondere mit den Profildaten von M. Selig vor (Summary of Low-Speed Airfoil Data – Vol.3).

**- Pfeilung des Flügels**

Pfeilt man den Flügelumriss, so wird die Zirkulation verlagert und zwar weg von der Pfeilungsspitze hin zu den rückwärtig liegenden Flügelteilen (Dubs, 1979). Dadurch kann man das in Flügelmitte vorliegende, örtliche Auftriebsmaximum abbauen.

Dies lässt sich besonders effektiv durch eine von der Mitte der Halbspannweite ausgehende Pfeilung nach beiden Seiten erreichen. Auch eine einseitige Pfeilung nach innen oder nach außen ist vermutlich noch ganz gut wirksam.

Über erforderliche Pfeilungswinkel und deren Auswirkungen gibt es leider keine allgemeingültigen, quantitativen Aussagen. Zumindest für Pfeilungen in Spannweitenmitte stehen aber geeignete Berechnungsverfahren zur Verfügung (z.B. von Multhopp). Ob diese für vorstehende Pfeilungen in der Mitte der Halbspannweite anwendbar sind, ist hier nicht bekannt.

**- Änderung der Profilwölbung**

Wenn es gelingt die Profilform – insbesondere die Profilwölbung – während einer Schlagperiode gezielt zu verändern, so kommen auch verschiedene Profilformen mit jeweils kleinem Arbeitsbereich in Betracht. Speziell bei Hautflüglern erscheint dies möglich. Durch die wechselnde Auftriebsrichtung an der Flügelspitze und Verformung der dortigen Flughaut, lässt sich auch die Profilierung in der Mitte der Halbspannweite in geeigneter Weise beeinflussen. Hautflügler haben auf diese Weise die Chance viel Schub zu erzeugen.

Wenn man das Flugbild der relativ schweren Flughunde betrachtet, sind offensichtlich auch gewichtige Hautflügler für das „Fliegen mit dem Auftrieb“ gut geeignet. In diese Richtung weisen auch die Messergebnisse von M. Selig mit dem Profil Gö 417a (Summary of Low-Speed Airfoil Data – Vol.3). Sie zeigen außerdem für dieses, zumindest entfernt hautähnliche Profil (gewölbte Platte), einen relativ großen Arbeitsbereich.

Bei Anwendung von dicken, rundnasigen Profilen erfolgt die Auswahl des Flügelprofils wie beim herkömmlichen Tragflügel an Hand der Profilpolaren. Leider liegen für den niedrigen Rezahlbereich nicht

allzu viele derartige Profilmessungen vor. Will man nur Messungen von modernen Windkanälen verwenden, so reduzieren sich die in Frage kommenden Unterlagen weiter. Mir standen insbesondere die Veröffentlichungen von Dieter Althaus (1980 u. 1985) und Michael S. Selig zur Verfügung (1989; 1996; Lyon, 1997). Nachstehend ist eine kleine Profilauswahl aus diesen Unterlagen dargestellt. Dabei wurde aus bautechnischen Gründen auf relativ dicke Profilen den Wert gelegt.

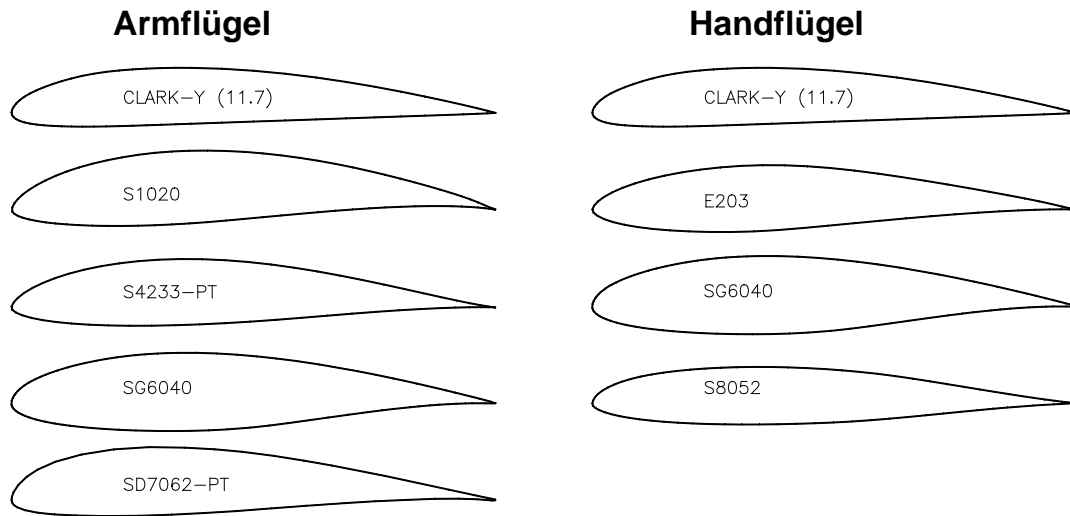


Bild 6.3 Profilbeispiele

Nachteilig beim Vergleich der betreffenden Profildaten ist, dass die Messungen in unterschiedlichen Windkanälen durchgeführt wurden. In dem hier zu Grunde liegenden Rechenmodell werden beispielsweise die Profilpolaren des Profils CLARK-Y (11,7) von Dieter Althaus verwendet. Bei ihm sind mit der Rezahl 200 000 Auftriebsbeiwerte bis herunter zum Wert  $c_{aMin} = -0,46$  möglich.

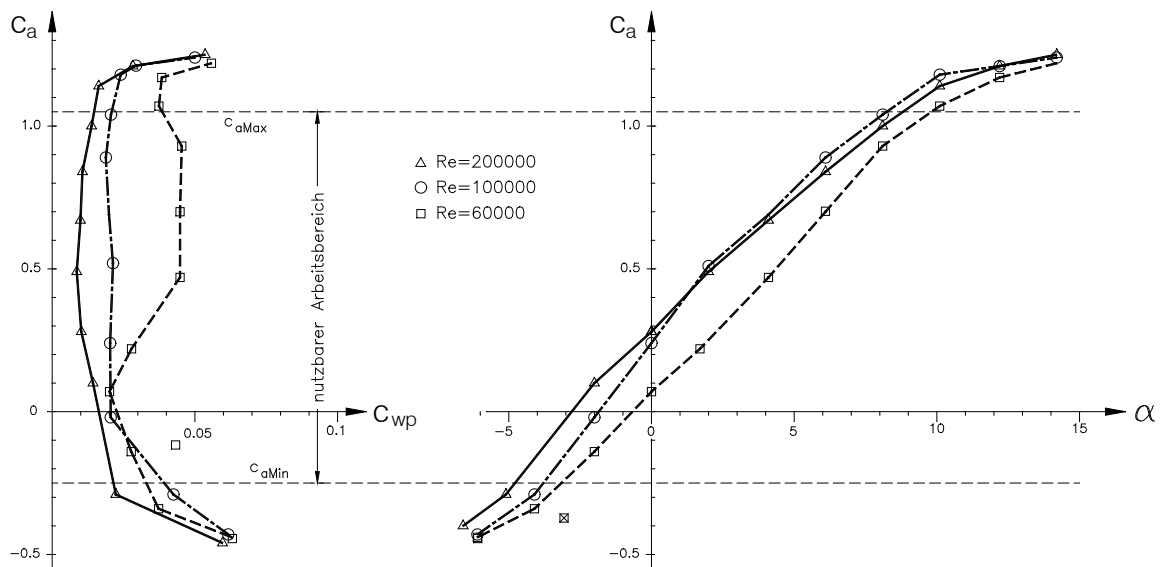


Bild 6.4 Profilpolare von CLARK Y (11,7) (Althaus, 1980) mit eingetragenem  $c_a$ -Grenzwerten des nutzbaren Arbeitsbereiches

Die betreffende Profilpolare des gleichen Profils gemessen von Michael Selig, gleicht zwar annähernd diesem Bild, reicht aber nur herunter bis  $c_{aMin} = -0,11$ . Unter Berücksichtigung des genannten Arbeitsbereich-Sicherheitsabstandes bleibt da nur noch der Wert  $c_{aMin} = +0,09$  übrig. Damit wäre dieses Profil für

den Handflügelbereich praktisch unbrauchbar. Als Laie kann man aber kaum beurteilen, welchem der beiden Messreihen man den Vorzug geben soll.

Eine weitere Einschränkung der Profilverwendungsmöglichkeiten liegt in dem Bestreben, für Arm- und Handflügel möglichst nur Profile einer Profildfamilie zu verwenden, also solche mit annähernd gleicher Dickenverteilung und Wölbungscharakteristik. Nur dann kann man annehmen, dass die Profildaten sich im Übergangsbereich annähernd linear verändern.

Diese Randbedingungen machen den Vergleich der abgebildeten Profilbeispiele eigentlich unmöglich. Mangels geeigneter anderer Unterlagen wurden aber doch Vergleichsrechnungen mit vorstehenden Profilen, insbesondere bezüglich der erzielbaren Modellsteighöhe, angestellt.

Auf den vorderen Plätzen landeten meist die Kombinationen S1020/E203 und SD7062-PT/S8052 für Arm-/Handflügel. Leider zeigen diese Profilkombinationen nicht allzu viele verwandtschaftliche Beziehungen. Im Spitzenfeld liegt auch noch das Profil CLARK Y für Arm- und Handflügel. Es setzt allerdings die Polarendaten von Dieter Althaus voraus.

Erste Anzeichen einer Profildfamilie zeigt vielleicht die Profilkombination SG6040/E203. Die damit erzielte Modellsteighöhe liegt aber nur im Mittelfeld der Rechenergebnisse. Nachstehend ist der betreffende Auftriebsbeiwertverlauf dargestellt. Das Resultat weicht kaum vom Schlagflügelbeispiel mit durchgehendem CLARK-Y-Profil ab.

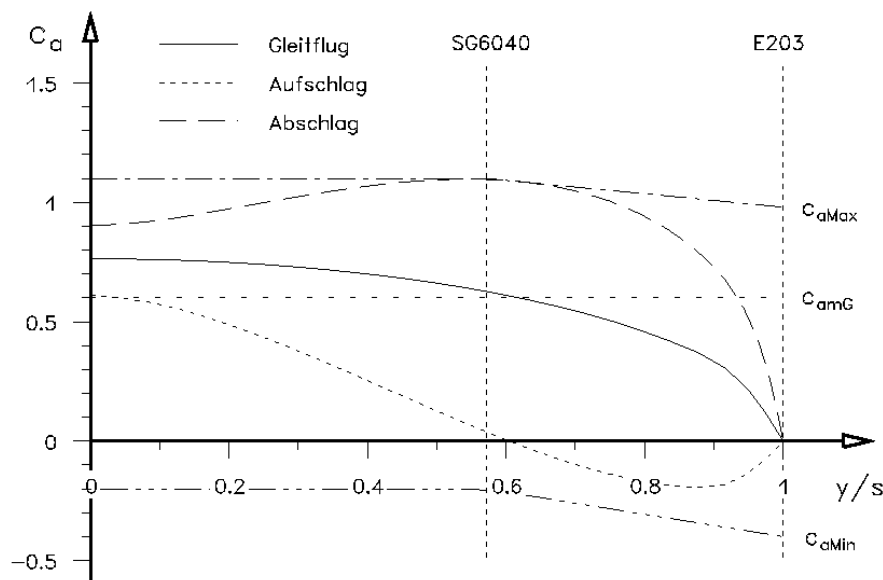


Bild 6.5 Verlauf des Auftriebsbeiwertes  $c_a$  längs der Halbspannweite bei Anwendung des Profils SG6040 im Armflügelbereich und E203 an der Flügelspitze.

Insbesondere in den Randzonen des Profilarbeitsbereiches sind gute Daten wichtig ( $c_a$ ,  $c_{wp}$ ,  $c_{m25}$ ,  $c_\alpha$ ). Dort soll der Schlagflügel ja die meiste Zeit arbeiten. Es könnten also Eigenschaften helfen, wie sie von früheren Eppler-Profilen bekannt sind (Simons, 1986). Dabei wurde die Laminardelle nicht aufgeweitet, sondern zweigeteilt. Ein Bereich mit geringem Profilwiderstand liegt dann bei einem hohem, ein anderer bei einem niedrigen  $c_a$ -Wert vor. Dazwischen ist der Widerstand etwas größer. Derartige Profileigenschaften weisen womöglich den Weg für die Entwicklung spezieller Schlagflügelprofile.

### 6.3 Profil-Auftriebsgradient

Dieser Profilparameter beschreibt den Auftriebsanstieg in Abhängigkeit von der Anstellwinkeländerung.

$$c_{\alpha} = \frac{dc_a}{d\alpha} \quad (6.1)$$

Dabei ist der den Parametern vorangestellte Buchstabe „d“ allgemein die Kennzeichnung einer differentiellen Größe, d.h. eines beliebig kleinen Streckenabschnitts eines Funktionsverlaufes. Nachstehend ist dies an einem Beispiel dargestellt. Der Auftriebsgradient, bzw. das Verhältnis der dargestellten Streckenabschnitte, beschreibt also die Größe der Steigung im  $c_{a(\alpha)}$ -Verlauf.

Im linearen Bereich gilt damit

$$c_a = c_{\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) \quad (6.2)$$

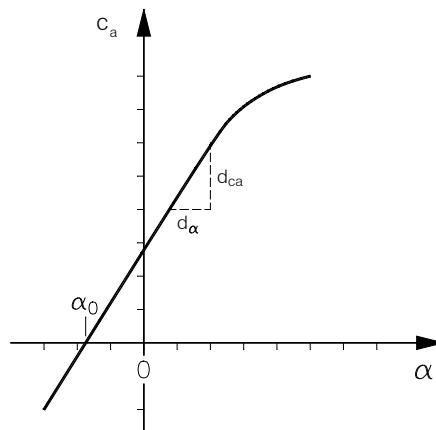


Bild 6.6 Prinzipieller Funktionsverlauf  $c_{a(\alpha)}$

Theoretisch hat der Auftriebsgradient den Wert  $2\pi$ , wobei die Winkelangabe im Bogenmaß [rad] erfolgt. Bei Angabe des Winkels in Grad beträgt der Wert 0,11. Die Abflachung des Funktionsverlaufes im Bereich des Auftriebsmaximums bleibt dabei unberücksichtigt.

Führt man nach F.W. Schmitz (1975, S.102) den Gütegrad  $\mu$  (My) durch die Beziehung

$$2 \cdot \pi \cdot \mu = \frac{dc_a}{d\alpha} \quad (6.3)$$

ein, so gilt für die ebene Platte der Wert  $\mu=1$ . Bei den gebräuchlichen, modernen Profilen liegt der Gütegrad etwa zwischen 0,7 und 1,1.

Insbesondere das stark gewölbte Profil Gö 417a (gewölbte Platte) fällt dabei aus dem Rahmen. Es hat den recht hohen Gütegrad von  $\mu=1,38$  (Schmitz, 1975, S. 104). Es weist daher bei einer bestimmten Anstellwinkeländerung vergleichsweise große Auftriebsänderungen auf. Dies ist wegen der daraus folgenden, großen erforderlichen Schlagflügelverwindung als nachteilig anzusehen.

Betrachtet man dazu z.B. den Abschlag, so vergrößert sich mit zunehmender Schlaggeschwindigkeit der Anströmwinkel (hierzu Bild 1.3). Wäre der Auftriebsgradient  $c_{\alpha}$  bzw. der Gütegrad  $\mu$  sehr klein, so würde der Auftriebsbeiwert  $c_a$  dabei kaum ansteigen. Man könnte also die Schlaggeschwindigkeit bei mäßiger Flügelverwindung sehr weit erhöhen, ohne das zulässige Auftriebsmaximum zu überschreiten.

Im Interesse kleiner Flügelverwindungen wird man insbesondere im äußeren Flügelbereich bestrebt sein, Profile zu verwenden, die im  $c_a$ -Arbeitsbereich einen kleinen Gütegrad aufweisen. Beim Abschlag hilft es aber gegebenenfalls auch schon Profile einzusetzen, die im Bereich des  $c_a$ -Maximums eine sehr lang gezogene Krümmung der  $c_{a(\alpha)}$ -Funktion aufweisen. Im Verlaufe diese Krümmung wird ja die Steigung des Funktionsverlaufes immer kleiner.

Der Auftriebsgradient ist ein Profilparameter, der beim herkömmlichen Modelltragflügel kaum in Erscheinung tritt. Beim Schlagflügel spielt er eine deutliche Rolle. Eine systematische, diesbezügliche Profiluntersuchung steht noch aus.

## 6.4 Profil-Momentenbeiwert

Ein weiterer für den Schlagflügel bedeutsamer Profilparameter ist der Momentenbeiwert  $c_m$ . Er ist immer auf eine bestimmte Drehachse bezogen. Liegt die Drehachse auf den  $1/4$ -Punkt der Profilsehne ( $0,25 \cdot l$  von Profilvorderkante), so wird er mit „ $c_{m25}$ “ bezeichnet.

$$c_{m25} = \frac{M_{D25}}{q \cdot A \cdot l} \quad (6.4)$$

Einige der zur Bestimmung des Drehmoments  $M_D$  verwendeten Größen sind längs der Spannweite veränderlich und gelten daher immer nur an einem bestimmten Ort des Flügels. Ihre Anordnung ist aus nachstehendem Bild ersichtlich. Will man das gesamte Drehmoment des Schlagflügels wissen, so muss man die örtlichen Werte längs der Spannweite integrieren. Das ist hier aber nicht erforderlich. Es soll nur der prinzipielle, funktionale Zusammenhang aufgezeigt werden.

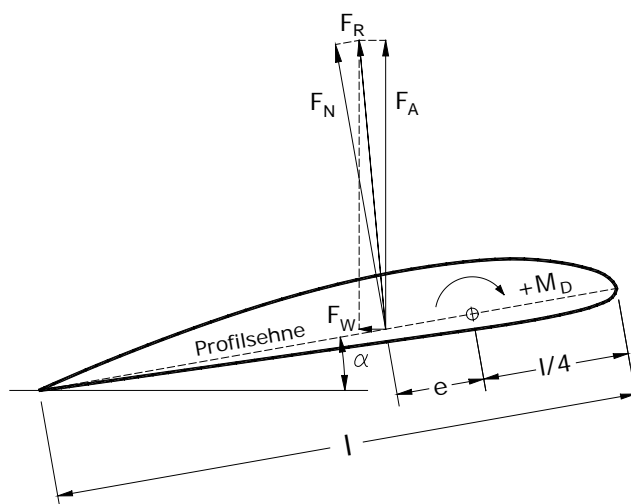


Bild 6.7 Größen zur Beschreibung des Drehmoments am Profil.

Die in diesem Bild dargestellte Normalkraft  $F_N$  ist profilfest definiert und steht immer senkrecht auf der Profilsehne. Ihr Beiwert ergibt sich aus den auf die Anströmrichtung bezogenen Auftriebs- und Profilwiderstandsbeiwerten wie folgt.

$$c_n = c_a \cdot \cos \alpha + c_{wp} \cdot \sin \alpha \quad (6.5)$$

Mit Hilfe des Momentenbeiwertes lässt sich die Druckpunktlage bei Veränderungen des Auftriebs beschreiben. Für den Abstand „ $e$ “ der Normalkraft  $F_N$  vom  $1/4$ -Punkt der Profilsehne gilt (positive  $e$ -Werte nach hinten).

$$e = \frac{c_{m25}}{c_n} \cdot l \quad (6.6)$$

Bei symmetrischen Profilen liegt der Druckpunkt immer auf der Profilsehne und ziemlich genau bei 25% der Flügeltiefe. Das Drehmoment bezogen auf diesen Punkt ist daher über weite Anstellwinkelbereiche gleich Null. Diese Profile gelten daher als druckpunktfest.

Auch bei unsymmetrischen Profilen gibt es jeweils einen Punkt, auf den bezogen das Drehmoment annähernd konstant ist. Dieser so genannte „Neutralpunkt“ liegt aber nicht unbedingt auf der Profilsehne und auch nicht bei 25 % der Flügeltiefe. Man kann in sich aber näherungsweise im Nahbereich des  $1/4$ -

Punktes vorstellen. Die Konstanz des Drehmoments bleibt aber auch noch ganz gut erhalten, wenn man das Drehmoment des Beiwertes auf den  $\frac{1}{4}$ -Punkt der Profilversehung bezieht ( $c_{m25}$ ).

In nachstehendem Bild ist mal der Abstand „ $e$ “ in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert  $c_a$  für ein unsymmetrisches Profil aufgetragen. Bei großen Anstellwinkeln liegt dort der Druckpunkt dicht hinter dem  $\frac{1}{4}$ -Punkt. Je kleiner der Anstellwinkel und damit auch der Auftrieb wird, umso weiter wandert der Druckpunkt nach hinten. Sinkt der Auftrieb unter Null, so taucht der Druckpunkt aus dem Unendlichen vor dem  $\frac{1}{4}$ -Punkt wieder auf und erzeugt weiterhin ein positives Drehmoment.

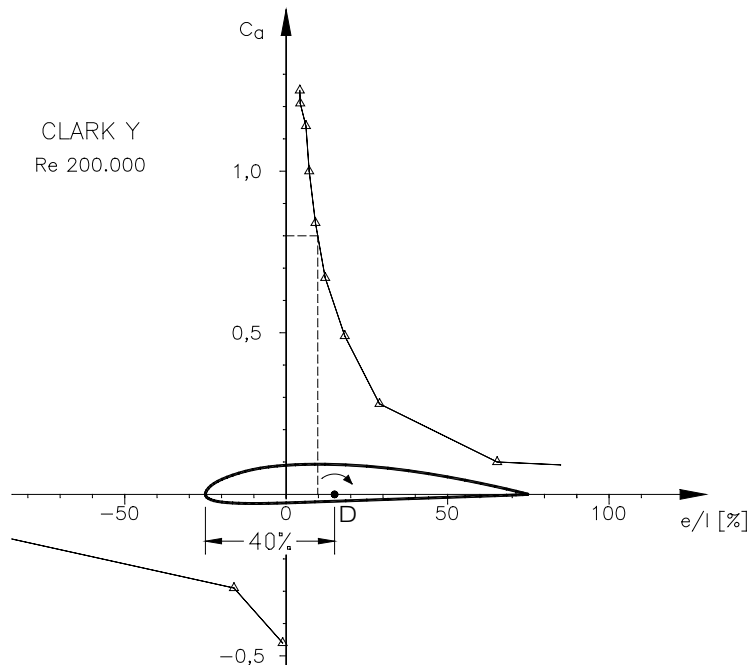


Bild 6.8 Druckpunktverlagerung bei veränderlichem Auftrieb

Nicht nur für Schlagflügel ist die Lage der Drehachse in Flügel längsrichtung recht bedeutsam. Schon beim herkömmlichen Tragflügel ist sie maßgeblich an dessen Flatterneigung beteiligt. Dieses Flügelflattern ist im Gegensatz zum Flügelschlagen eine angefachte Schwingung. Sie bezieht ihre Energie aus der Luftströmung und kann sehr schnell zur Zerstörung des Flügels führen. Insbesondere bei hohen Anblasgeschwindigkeiten kommt es zu solch passiven Schwingungen. Unter ungünstigen Bedingungen sind sie aber schon bei „normalen“ Fluggeschwindigkeiten zu beobachten. Den Ablauf einer einzelnen Flatterschwingung kann man sich etwa wie folgt vorstellen.

- Man legt zunächst gedanklich die Drehachse „D“ eines verwindungselastischen Schlagflügels hinter den  $\frac{1}{4}$ -Punkt des Profils (in vorstehendem Bild z.B. 40% von der Flügelnase) und beginnt die Betrachtung mit einem mittleren Auftriebswert (z.B.  $c_a \approx 0,8$ ). Der Angriffspunkt der Normalkraft liegt dabei noch vor der Drehachse. Das Drehmoment ist negativ und versucht den Anstellwinkel zu vergrößern. Dieser wird aber zunächst durch Flügeltorsionskräfte konstant gehalten.
- Angestoßen durch eine plötzliche Anstellwinkeländerung von außen – z.B. eine Böe – und auf Grund der Verwindungselastizität gelingt dem Drehmoment aber irgendwann einmal eine schnelle Flügelverwindung und der Anstellwinkel steigt an. Gleichzeitig wandert der Druckpunkt weiter nach vorn. Der erhöhte Auftrieb erzeugt über einen länger werdenden Hebelarm ein deutlich höheres Drehmoment. Die Verwindung wird dabei immer größer. Infolge der Schnelligkeit der Anstellwinkelvergrößerung erhalten außerdem, insbesondere die von der Drehachse weit entfernten Flügelmassen (Endleiste), einen tüchtigen Drehschwing.



- c) Die Anstellwinkelvergrößerung erfolgt im Bereich der Verwindungsendlage sowohl mit aerodynamischen Kräften als auch mit Massenträgheitskräften. Die für die Endlage maßgebenden Bauelemente werden dabei wie eine Feder bis zu einem Flügelanstellwinkel gespannt, der größer ist als dies die aerodynamischen Kräfte alleine bewerkstelligen würden. Lassen die Massenträgheitskräfte dann nach, so schnellen die Massen wieder zurück. Damit beginnt der umgekehrte Vorgang.
- d) Der Anstellwinkel und der Auftrieb werden kleiner. Der Druckpunkt wandert nach hinten. Infolge des nachlassenden Auftriebs verringert sich der Anstellwinkel sehr schnell und die Flügelmassen erhalten wieder einen kräftigen Drehschwingung. Die Massenträgheitskräfte der Profilmassen unterstützen wieder die Auftriebskräfte und verringern den Anstellwinkel über die Wirkung der aerodynamischen Kräfte hinaus. Und wieder schnellen dann beim Nachlassen der Trägheitskräfte die Massen zurück und kehren den Vorgang um.

Das Ganze läuft ab wie ein schwingendes Federpendel, das bei jeder Schwingung zusätzlich durch aerodynamische Kräfte von außen angestoßen wird. Mit jeder Schwingung wird der Pendelausschlag größer. Dies kann sich so weit steigern, dass der Flügel binnen Sekunden an seinen eigenen Massenträgheitskräften zerbricht.

Um den Vorgang im Keim zu ersticken, versucht man beim herkömmlichen Tragflügel diesen zunächst mal so verwindungssteif wie möglich zu bauen. Zusätzlich werden die außen liegenden Massen der Profilendleiste und der Profilnase möglichst klein gehalten. Außerdem schiebt man die theoretische Drehachse der Flügelfläche, durch Anordnung der torsionsversteifenden Bauteile im Bereich der Flügelnase, möglichst weit nach vorn.

Kennt man als Modellbauer das Problem des Flügelflatterns vom Tragflügel her, so muss man sich erst sehr daran gewöhnen, beim Schlagflügel die Forderung nach hoher Flügelsteifigkeit aufzugeben und ihn stattdessen verwindungsweich zu bauen. Man muss halt versuchen, die noch verbleibenden Maßnahmen so effektiv wie möglich zu gestalten.

Eine mögliche Gegenmaßnahme besteht darin, beim Kraftflug darauf zu verzichten die Drehbewegung über den ganzen Anstellwinkelbereich von Auf – und Abschlag kraftschlüssig zu gestalten. Stattdessen spielt sich die Flügelverdrehung zwischen den betreffenden Anstellwinkeln dann völlig frei beweglich und ohne innere Flügelkräfte ab.

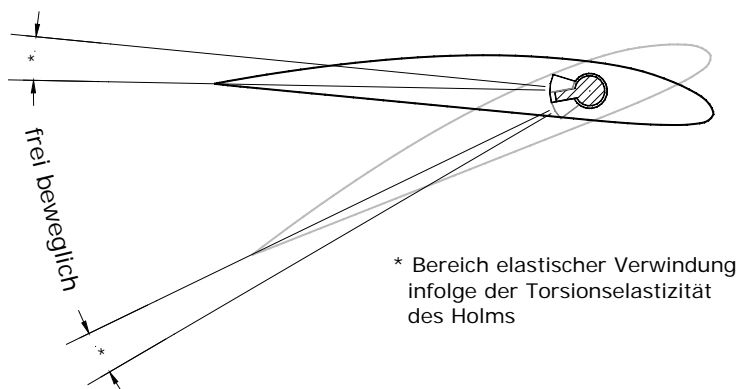


Bild 6.9 Kraftfreie Flügelverwindung, in den Endlagen aber mit elastischem Anschlag

Lediglich in den Endlagen der Verdrehung federnd die Flügelmassen etwas zurück. Sie federn aber sozusagen ins Leere. Das Zusammenwirken von Auftrieb und Massenträgheit mit der federnden Kraft des Holms ist dann zumindest in einer Schwingungsrichtung nicht mehr gegeben. Man kann zwar weiterhin ein kleines Pendeln des Einstellwinkels nicht ganz ausschließen, es wird sich aber nicht mehr soweit

steigern, dass es sich zerstörerisch auswirkt. Spätestens dann, wenn man nach dem Kraftflug den Anstellwinkel in der Gleitflugstellung arretiert, holen einen aber die alten Probleme wieder ein.

Die Verstärkung einer laufenden Flügeldrehbewegung durch Veränderungen des aerodynamischen Drehmoments lässt sich vermeiden, wenn der Drehpunkt sehr weit vor den Neutralpunkt gelegt wird. Das Drehmoment steigt und fällt dann mit dem Anstellwinkel. Dieser Zusammenhang lässt sich durch Drehpunkt-Vorverlegung soweit steigern, bis sich der Anstellwinkel annähernd proportional zum Auftrieb verhält. Dies ist insbesondere bei aeroelastischen Schlagflügelkonstruktionen erwünscht.

In nachstehenden, von Herrn Herzog (1968) gezeichneten Möwenflügel habe ich mal die beim flachen Steigflug vermutete Lage der Armflügel-Verwindungsachse eingetragen. Sie ist gleichzeitig Verdrehungsachse für den Handflügel, wird durch Elle und Speiche gebildet und steht nicht senkrecht zur Schlagachse. Im flattergefährdeten Handflügelbereich liegt diese Achse – soweit man bei der biologischen Konstruktion überhaupt von so etwas sprechen kann – deutlich vor dem Flügel. Die gesamte Flügelverwindung wird aber sicherlich zusätzlich noch durch weitere Bewegungen im Handgelenk und die Verankerung und Elastizität der Federn beeinflusst.

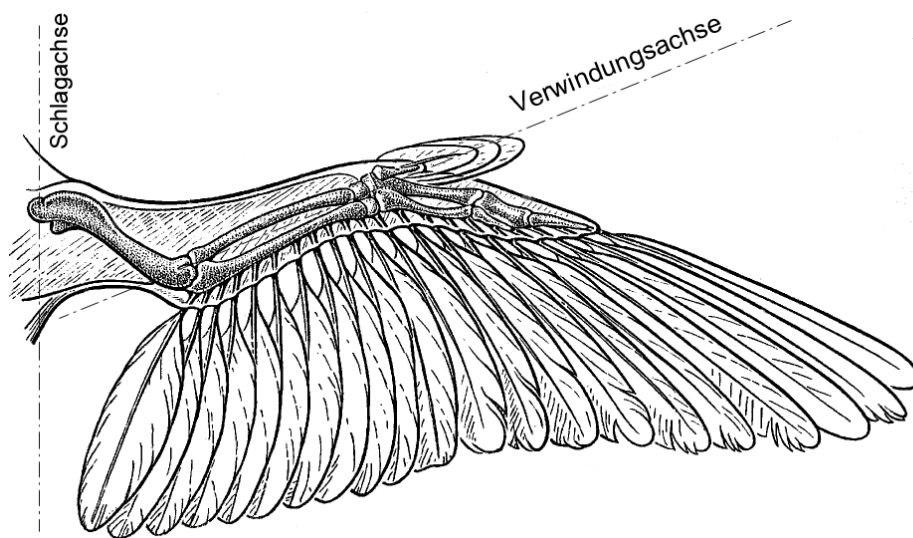


Bild 6.10 Lage der Hauptverwindungsachse beim Möwenflügel im flachen Steigflug.

Wenn die Verwindung am Ellbogen bei Null beginnt, bleibt durch die dort zur Schlagachse geneigten Federn der Anstellwinkel an der Flügelwurzel konstant.

Für die Umrechnung von  $c_{m25}$  auf eine andere Momenten-Bezugsachse im Abstand „x“ von der Profilnase gilt

$$c_{mx} = c_{m25} + \left(0,25 - \frac{x}{l}\right) \cdot c_n \quad (6.7)$$

In nachstehendem Bild sind dazu neben der üblichen Darstellung des Momentenbeiwertes  $c_{m25}$  im Zusammenhang mit dem  $c_{a(\alpha)}$ -Verlauf (dicke Linien) auch noch die Momentenbeiwerte verschiedener Drehpunktlagen dargestellt. Die Veränderungen beginnen bei Null – also mit dem Drehpunkt in der Flügelnase – und die Schrittweite beträgt jeweils 5% der Flügeltiefe. Die gleichzeitige Darstellung des  $c_{a(\alpha)}$ -Verlauf ermöglicht dabei, den Momentenbeiwert nicht nur in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  sondern auch bei verschiedenen Auftriebsbeiwerten zu beurteilen.

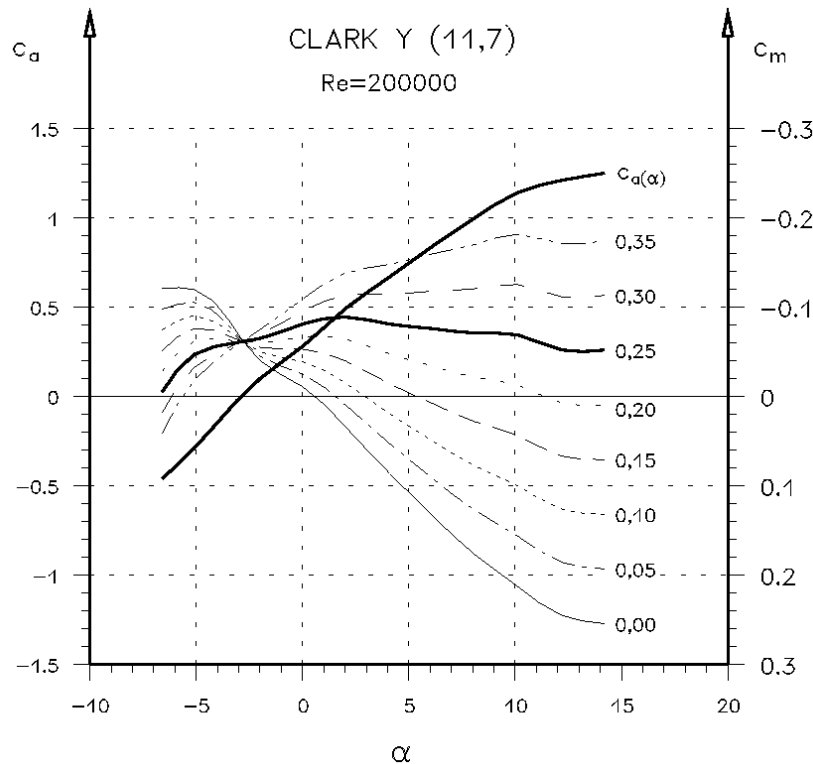


Bild 6.11 Momentenbeiwerte bei veränderlicher Drehpunktlage

## 6.5 Flügelverwindung

Sie ist ein wesentliches Konstruktionsmerkmal des Schlagflügels. Die zur Verwindungsbeschreibung verwendeten Größen an einem Ort des Flügels sind aus folgendem Bild ersichtlich. Im einzelnen sind dies:

- $\alpha_0$  - Nullauftriebswinkel (Alpha-Null)  
oder „Anstellwinkel bei verschwindendem Auftrieb“, gemessen zwischen der theoretischen Profilsehne und der Nullauftriebsrichtung des Profils. Der Nullauftriebswinkel ist den Profildaten zu entnehmen und ist meist negativ.
- $\sigma$  - Druckseitentangentenwinkel (Sigma)  
gemessen zwischen der theoretischen Profilsehne und der Tangente an der Unterseite des Profils. Die Druckseitentangente wird hier als Bezugsrichtung für die Angabe des Einstellwinkels bzw. der Verwindung verwendet. Bei Profilen mit konvexer Unterseite sind ggf. andere Bezugsgrößen zweckmäßiger. Der Druckseitentangentenwinkel ist den Profildaten zu entnehmen oder zeichnerisch aus der Profildarstellung zu ermitteln.
- $\alpha$  - Anstellwinkel der Profilsehne  
gemessen gegenüber der effektiven Anströmrichtung am Profil. Dies ist der Winkel der den Profilpolaren zugrunde liegt. Unter Berücksichtigung des Vorzeichens des Nullauftriebswinkels  $\alpha_0$  gilt

$$\alpha_{(y)} = \alpha_0 + \frac{c_{a(y)}}{c_\alpha} \quad (6.8)$$



$\alpha_A$  - aerodynamischer Anstellwinkel

gemessen zwischen der effektiven Anströmrichtung und der Nullauftriebsrichtung. Dieser Winkel ändert sich proportional mit der örtlichen Zirkulation.

$$\alpha_{A(y)} = \alpha_{(y)} - \alpha_0 \quad (6.12)$$

Berechnet man den Einstellwinkelverlauf  $\alpha_{EN(y)}$  längs der Halbspannweite (Beispiel s. Anhang B), so erhält man für das Rechenmodell folgendes Bild.

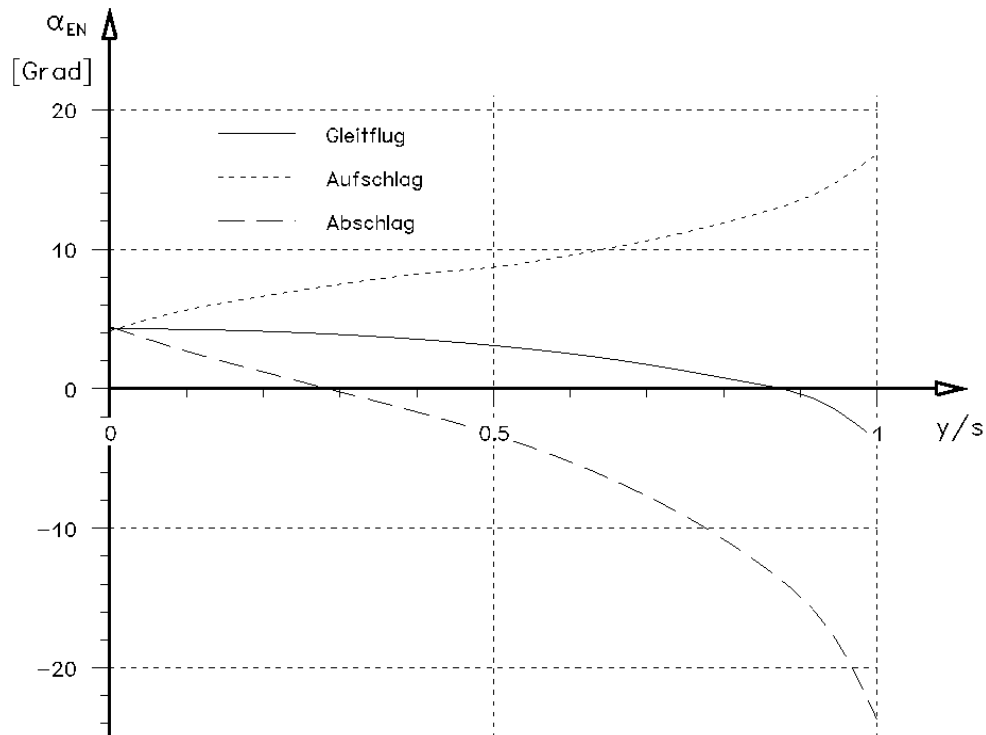


Bild 6.13 Theoretisch erforderlicher Einstellwinkelverlauf längs der Halbspannweite

Es zeigt beim Auf- und Abschlag zur Flügelspitze hin eine immer größer werdende Abweichung gegenüber dem Einstellwinkelverlauf des Gleitfluges. Beim Abschlag wird der Einstellwinkel zur Flügelspitze hin immer kleiner und geht sogar ins Negative. Beim Aufschlag dagegen wird er immer größer.

Von der Flügelwurzel ausgehend, ist die Einstellwinkelveränderung relativ linear. Im Bereich der Flügelspitze ist der Funktionsverlauf dagegen deutlich gekrümmt. Die Veränderung nimmt dort also überproportional zu. Diesen Verwindungsanstieg nachzubilden ist mir bei meinen Ornithoptern bisher nicht gelungen (siehe Fotos). Vermutlich hängen damit auch die Flugstabilitätsprobleme zusammen.

Zur leichteren Beurteilung der jeweils erforderlichen Flügelverwindung wird beim Rechenmodell ein Verwindungskennwert  $V_{\Delta\alpha}$  eingeführt. Er wird in Grad/Meter angegeben und in der Mitte von Halbspannweite und Taktmitte ermittelt. Bei seiner Angabe ist aber in Betracht zu ziehen, dass über diesen Wert hinaus - außerhalb der Halbspannweitenmitte - ein deutlicher Anstieg der Verwindung erforderlich ist.

$$V_{\Delta\alpha} = \frac{\alpha_{EN(s/2)} - \alpha_{EG(s/2)}}{\frac{s}{2}} \quad (6.13)$$

mit  $\alpha_{EN(s/2)}$  Einstellwinkel in der Mitte der Flügelhalbspannweite in Taktmitte [Grad] lt. Gl. 6.11

Der Verwindungskennwert bietet eine einfache Möglichkeit, die erforderliche Flügelverwindung von Auf- bzw. Abschlag an Hand nur eines Zahlenwertes abzuschätzen. Man braucht dann nicht bei jedem neuen Rechnungsgang ganze Zahlenkolonnen oder Diagramme zu erstellen und zu vergleichen.

Die Konstruktion und der Bau verwindbarer Flügel stecken noch in den Kinderschuhen. Sowohl Schlagflügel mit einfacher hautähnlicher Bespannung, als auch profilierte Schlagflügel mit beidseitig elastischer Bespannung, werfen bei stärkerer Verwindung Falten. Es wäre daher wünschenswert Ornithopter auch mit steifen, unverwindbaren Flügeln zum Fliegen zu bringen. Das Ergebnis eines entsprechenden Rechenversuchs für den einfachen Horizontalflug zeigt nachstehendes Bild.

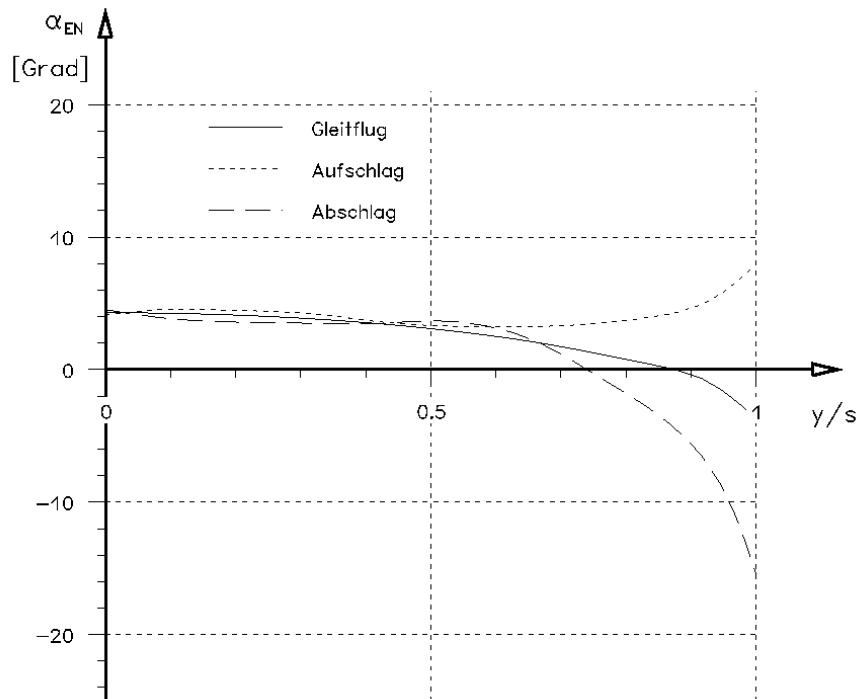


Bild 6.14 Theoretische erforderlicher Einstellwinkelverlauf längs der Halbspannweite im Horizontalflug, bei erweitertem, maximal zulässigen Auftriebsbeiwert

Insbesondere folgende Daten wurden dazu gegenüber dem Rechenmodell geändert.

Steiggeschwindigkeit des Kraftflugs	$v_{sK}$	0	[m/s]
gewählter, maximaler Auftriebsbeiwert des Profils	$c_{aMax}$	1,2	
gewählter, minimaler Auftriebsbeiwert des Profils	$c_{aMin}$	-0,30	
Zirkulationskennzahl des Aufschlags	$c_{\Gamma 1}$	-11,216	
Zirkulationskennzahl des Abschlags	$c_{\Gamma 2}$	9,245	
Dauer einer Schlagperiode	$t_p$	1,05	[s]
Fluggeschwindigkeitsfaktor Kraft/Gleit	$k_v$	1,11	
Motoreingangsleistung	$P$	112	[W]
Kraftflugstrecke	$s_x$	6600	[m]

Bei dem Profil CLARK Y wurden also die zulässigen  $c_a$ -Grenzwerte hinaus geschoben und eine negative Zirkulationskennzahl beim Auftrieb zugelassen. Alle übrigen Größen ergeben sich aus der Ermittlung des dafür erforderlichen Kräftegleichgewichts. Zur Information ist nachstehend noch die dabei zugrunde liegende Auftriebsverteilung dargestellt.

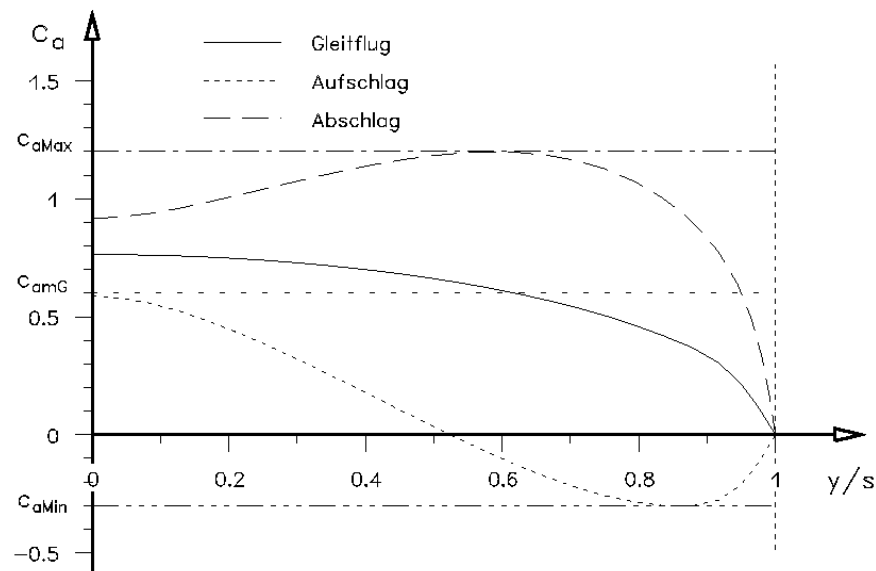


Bild 6.15 Verteilung der Auftriebsbeiwerte für den Horizontalflug von vorstehendem Rechenbeispiel

Dieser Ornithopter kann also sogar noch fliegen, wenn die inneren zwei Drittel der Halbspannweite verwindungssteif sind. An der Flügelspitze ist aber bei der hier geforderten, geradlinigen Abwindverteilung immer noch eine deutliche Flügelverwindung erforderlich.

Es käme auf einen Versuch an, ob man in der Praxis vielleicht auf der ganzen Flügellänge auf die Flügelverwindung verzichten kann. Zur Vermeidung des Strömungsabrisses im Handflügelabschnitt könnte man z. B. Vorflügel anwenden. Sie würden den  $c_a$ -Arbeitsbereich deutlich erweitern. Außerdem kann man vielleicht auch darauf vertrauen, dass sich infolge des sehr großen Anstellwinkels, im Nahbereich der Flügelspitze von alleine ein entsprechend vergrößerter, induzierter Anstellwinkel einstellen wird. Auch damit würde ein Strömungsabriss vermieden. Der erhöhte induzierte Widerstand müsste allerdings anderweitig ausgeglichen werden.

## 6.6 Flügelverdrehung beim Aufschlag

Eine Flügelverdrehung zeigt sich in der Praxis insbesondere durch eine Änderung des Einstellwinkels an der Flügelwurzel. Diese Verdrehung ist der Flügelverwindung überlagert.

Bei der Beschreibung der natürlichen Vorbilder ist beim Aufschlag von einer Vergrößerung und beim Abschlag von einer Verkleinerung des Anstellwinkels an der Flügelwurzel die Rede (v. Holst, 1970). An verschiedenen Zeitlupenaufnahmen großer Vögel konnte ich eine derartige Flügelwurzelverdrehung bei dem hier relevanten, unbeschleunigten Horizontalflug jedoch nicht beobachten. Die Flügelverdrehung ist dabei also zumindest nicht groß. In welcher Drehrichtung sie bei Auf- und Abschlag in Ansätzen vielleicht doch vorliegt, kann nicht gesagt werden. Gegebenenfalls fliegen Vögel im Horizontalflug ja beim Auf- und Abschlag zwar mit einem konstanten, gegenüber dem Gleitflug aber generell veränderten Flügelwurzeleinstellwinkel.

Dem Rechenmodell werden hier beim Aufschlag im Allgemeinen zwei Forderungen zugrunde gelegt.

- Keine Flügelverdrehung
- Es soll nur mit positivem, also nach oben gerichtetem Schlagmoment gearbeitet werden. Der Druckpunkt darf also beim Aufschlag vom Flügel aus gesehen, nur bis zum Schlaglager und nicht darüber hinaus wandern.

Der daraus resultierende  $c_a$ -Verlauf ist in Bild 6.2 dargestellt. Man erkennt, dass der untere Arbeitsbereich bis zum Grenzwert  $c_{aMin}$  nicht voll genutzt wird. Lässt man vorstehende Forderungen fallen, so erweitern sich natürlich die Möglichkeiten. Nachstehend sind dazu einige markante Aufschlagverteilungen abgebildet.

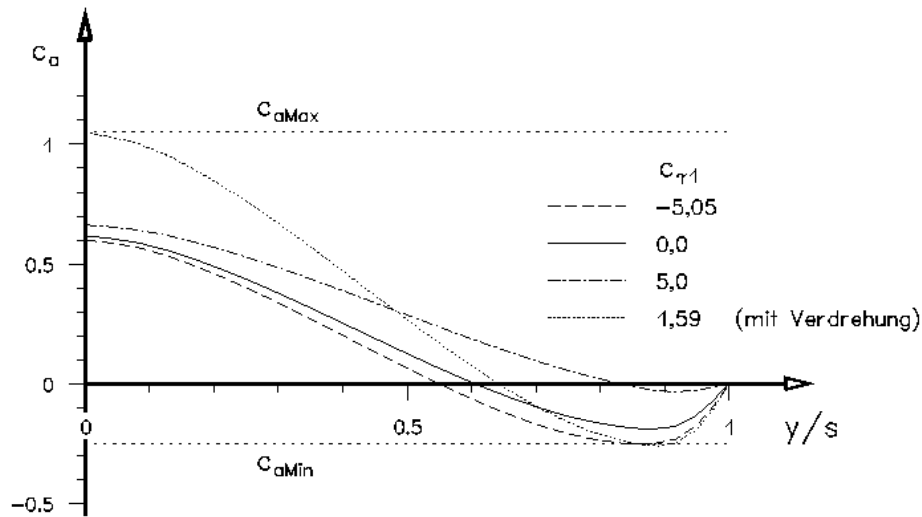


Bild 6.16 Aufschlag- $c_a$ -Verteilungen mit und ohne Flügelverdrehung

Gibt man die Daten dieser Auftriebsverteilungen im Rechenprogramm vor, so muss für einen stationären Kraftflug das Kräftegleichgewicht in  $z$ - und  $x$ -Richtung neu bestimmt werden. Dabei kann man beispielsweise die Fluggeschwindigkeit  $v_k$  als Variable zur Erzielung des Auftriebsgleichgewichtes und als Schubgleichgewichtsvariable die Steiggeschwindigkeit  $v_s$  verwenden. Es ergeben sich dann die Daten in nachstehender Tabelle. Beim Vergleich der einzelnen Werte lässt sich zusammen mit vorstehendem Bild folgendes feststellen.

#### $c_{\Gamma 1}=1,59$ (mit Verdrehung)

Bei Anwendung der Flügelverdrehung kann der  $c_a$ -Arbeitsbereich des Profils voll genutzt werden. Der betreffende  $c_a$ -Verlauf reicht vom oberen bis zum unteren Grenzwert. Durch die dabei vorgenommene Anhebung des Zirkulationsfaktors wird der Auftriebsunterschied zwischen den beiden Takten klein. Dies kann man auch schon ohne Rechnung aus vorstehendem Bild folgern. Die Auftriebsverteilung mit der Flügelverdrehung hat ja den größten positiven Anteil. Die Kraftfluggeschwindigkeit kann daher reduziert werden und entspricht mit 11,9 m/s etwa der im Gleitflug mit 11,7 m/s. Insgesamt dient also die Flügelverdrehung der Auftrieb-Vergleichmäßigung.

Wegen der quadratischen Abhängigkeit der Zirkulation von der Fluggeschwindigkeit sinkt aber auch die Abschlagszirkulation deutlich. Das Abschlagsmoment und die mittlere Flügelantriebsleistung werden kleiner. Dadurch steigt - bei gleicher zur Verfügung stehender Antriebsenergie - die Kraftflugdauer. Trotz kleinerer Fluggeschwindigkeit wird eine größere Flugstrecke zurückgelegt. Zur Information ist in der Tabelle auch noch die Größe des induzierten Widerstandes mit angegeben.

Soweit ist die Bilanz bei Anwendung der Flügelverdrehung recht positiv. Nachteilig ist jedoch, dass infolge der kleineren Abschlagszirkulation auch die Schuberzeugung nachlässt. Die Steiggeschwindigkeit ist nur noch etwa halb so groß wie im Schlagflügelbeispiel mit  $c_{\Gamma 1}=0$ . Dies kann auch durch die längere Flugdauer nicht ausgeglichen werden. Die erreichbare Steighöhe wird bei Anwendung der Flügelverdrehung deutlich geringer. Außerdem ist infolge der kleineren Fluggeschwindigkeit - trotz etwa gleicher Abschlag-Zirkulationskennzahl - eine größere Flügelverwindung erforderlich. Darüber hinaus ist die Antriebsmechanik für einen dreh- und verwindbaren Flügel sicherlich nicht ganz einfach.



Parameter	Symbol	Einheit	ohne Flügelverdrehung			mit Flügel- Verdrehung
			$c_{\Gamma 1}$ optimal	$c_{\Gamma 1}=0$	$c_{\Gamma 1}$ negativ	
Zirkulationskennzahlen von Auf- und Abschlag	$c_{\Gamma 1}$ $c_{\Gamma 2}$		<b>5</b> 9,068	<b>0</b> 9,063	<b>-5,05</b> 9,061	<b>1,59</b> 9,069
Zirkulationsfaktoren von Auf- und Abschlag	$k_{\Gamma 1}$ $k_{\Gamma 2}$		0,51 1,62	0,29 1,71	0,21 1,76	0,54 1,60
auf die Halbspannweite „s“ bezogener Druckpunktstand	$y_{\Gamma 1}$ $y_{\Gamma 2}$		0,27 0,48	0,0 0,48	-0,27 0,48	0,08 0,48
Kraftfluggeschwindigkeit	$v_K$	m/s	12,1	12,8	13,1	11,9
Schlagmoment aerodynamischer Kräfte in Schlagmitte	$M_{\text{Schla1}}$ $M_{\text{Schla2}}$	Nm Nm	7,5 44,5	-0,1 49,8	-3,6 52,4	2,4 43,4
induzierter Widerstand in Schlagmitte	$F_{W1}$ $F_{W2}$	N N	0,4 2,2	0,6 2,5	0,7 2,6	1,3 2,2
mittlere Flügelantriebsleistung	P	W	49	67	76	52
Kraftflugdauer	$t_K$	s	590	430	380	550
Kraftflugstrecke	$s_x$	m	7100	5500	4900	6500
Steiggeschwindigkeit	$v_s$	m/s	0,19	0,44	0,54	0,22
Modell-Steighöhe	$h_s$	m	114	189	205	121
Flügelverdrehung an der Flügelwurzel	$\Delta\alpha_{E1(0)}$	Grad	0	0	0	+6,8
	$\Delta\alpha_{E2(0)}$	Grad	0	0	0	0
Verwindungskennwert, Auf + Ab	$V_{\Delta\alpha K}$	Grad/m	22	17	15	22

 **$c_{\Gamma 1}=-5,05$** 

Das andere Extrem ist das Rechenbeispiel ohne Flügelverdrehung und mit negativer Zirkulationskennzahl. Diese wurde so groß gewählt, dass der Profilarbeitsbereich nach unten gerade voll genutzt wird. Der Auftriebsunterschied zwischen Auf- und Abschlag ist dabei am größten. Die erforderliche Fluggeschwindigkeit ist hoch und damit auch die Zirkulation bzw. der Schub beim Abschlag. Für die damit erreichbare, große Steighöhe muss allerdings eine entsprechend hohe Antriebsleistung aufgebracht werden. Die gleichzeitig kürzere Flugstrecke ist für Ornithopter sicher von untergeordneter Bedeutung.

 **$c_{\Gamma 1}=0$** 

Dies ist der Wert des Rechenmodells. Er liegt zwischen den Extremen. Er hat zumindest gegenüber der Variante mit Flügelverdrehung den entscheidenden Vorteil einer einfachen Mechanik und eines einfachen und strömungsgünstigen Flügel-Rumpf-Übergangs. Obwohl die Erhöhung der Steiggeschwindigkeit ein Entwicklungsschwerpunkt ist, wird im Interesse eines gleichmäßigen Auftriebs auch auf das andere Extrem, also auf die Verwendung negativer Zirkulationskennzahlen verzichtet. In der Flugpraxis ist aber keineswegs sichergestellt, dass nicht doch gelegentlich mit negativen Zirkulationskennzahlen geflogen wird. Insbesondere bei Erhöhung der Schlagzahl ist damit zu rechnen. Es schadet also sicher nicht, bei der Profilauswahl nach unten ein paar  $c_a$ -Reserven bereit zu halten.

**$c_{\Gamma 1}=5$** 

Bei dieser Aufschlagverteilung mit dem geringsten induzierten Widerstand ist auch die mittlere Flügelantriebsleistung besonders klein. Dies wirkt sich auf die Kraftflugdauer positiv aus. Gleichzeitig ist die Auftriebserzeugung von Auf- und Abschlag relativ gleichmäßig. Für den Horizontalflug ist diese Zirkulationsform also sicherlich gut geeignet. Die Streckenleistung lässt sich dann durch Reduzierung der Abschlagverteilung auf beispielsweise  $c_{\Gamma 2}=8,8$  sogar noch steigern (Flugstrecke 8300 m, Flugdauer 670 sec). Zur Erzielung großer Steighöhen taugt diese Verteilungsform aber weniger.

Bei der Variation der verschiedenen Eingangsparameter gibt es fast beliebig viele Spielarten. Ob die Folgen auf das Ergebnis insgesamt positiv oder negativ gewertet werden, hängt immer von der jeweiligen Aufgabenstellung und der persönlichen Gewichtung der Vor- und Nachteile ab. Beim derzeitigen Kenntnisstand ist die Zirkulationskennzahl  $c_{\Gamma 1}=0$  des Rechenmodells meines Erachtens ein guter Kompromiss.

## 6.7 Flügelverdrehung beim Abschlag

Beim Abschlag ist im Rechenprogramm nur die Forderung vorgegeben

- keine Flügelverdrehung

Der rechnerische Zusammenhang der Gleichung 2.30 zwischen dem Druckpunkt Abstand von der Flügelwurzel  $y_{\Gamma}$  und dem Zirkulationsfaktor  $k_{\Gamma}$  wird also immer beibehalten. Auf diese Weise kann unter den Rahmenbedingungen des Rechenmodells der  $c_a$ -Verlauf nur bis zu einer Größe gesteigert werden, wie er in Bild 6.2 dargestellt ist.

Löst man die rechnerische Kopplung zwischen  $c_{\Gamma}$  bzw.  $y_{\Gamma}$  und  $k_{\Gamma}$ , so lässt sich bei Veränderung der Zirkulationskennzahl der Zirkulationsfaktor immer so weit steigern, bis die  $c_a$ -Verteilung am oberen  $c_a$ -Grenzwert des Profils gerade anstößt. Nachstehend ist dazu eine kleine Serie von  $c_a$ -Verteilungen abgebildet.

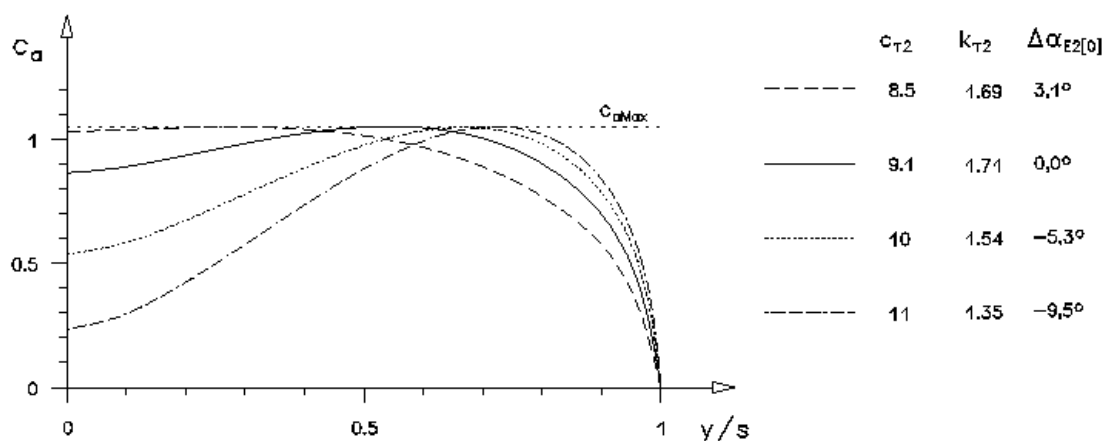


Bild 6.17 Abschlag- $c_a$ -Verteilungen mit Flügelverdrehung bei verschiedenen Zirkulationskennzahlen  $c_{\Gamma}$  und jeweils maximalem Zirkulationsfaktor  $k_{\Gamma}$ . Die Flügelwurzelverdrehung  $\Delta \alpha_{E2[0]}$  ist mit angegeben.

Demnach lässt sich beim Abschlag, bei Anwendung einer negativen Flügelwurzelverdrehung, der Druckpunkt über die bisher gezeigten  $c_{\Gamma 2}=9,1$  hinaus, weiter zur Flügelspitze verlagern. Gemäß dem Arbeitsprinzip des Schlagflügels sollte man nun annehmen, dass sich dadurch der Schub erhöht und größere Steighöhen erzielt werden. Aus der Rechnung ergibt sich aber auch, dass der Zirkulationsfaktor von  $c_{\Gamma 2}=9,0$  ausgehend, mit zunehmender Flügelverdrehung kleiner wird. Das wirkt sich wiederum negativ

auf den Schub aus. Ohne Gesamtrechnung bleibt nun ungewiss, welche der beiden Auswirkungen überwiegt.

An Hand der Kennzahlen aus Abschnitt 4 kann man zwar schon abschätzen, wie das Ergebnis etwa aussehen wird. Trotzdem wurden mit den Variationsparametern  $k_v$  für die z-Richtung und  $v_s$  für die x-Richtung und unter den übrigen Rahmenbedingungen des Rechenmodells die verschiedenen Kräftegleichgewichte ermittelt. Die Veränderungen der Variationsparameter und die Kraftflugresultate sind aus den beiden nachfolgenden Abbildungen ersichtlich.

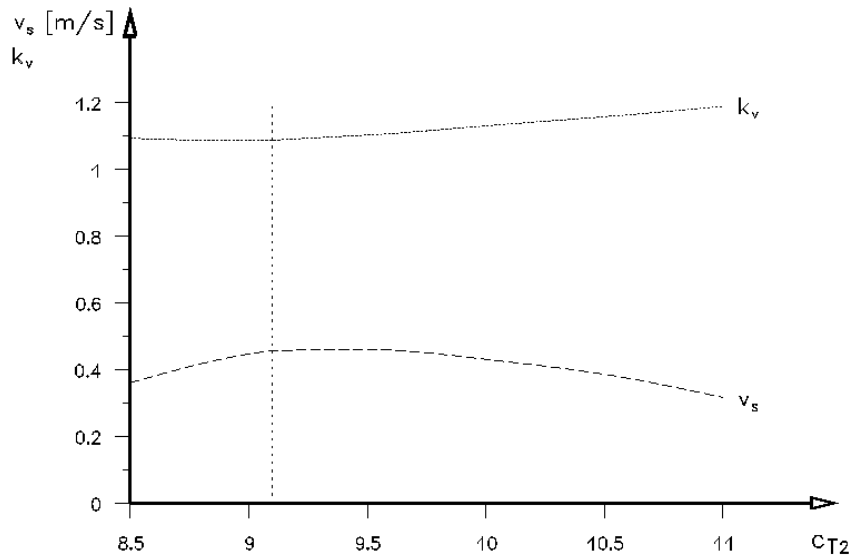


Bild 6.18 Veränderung des Fluggeschwindigkeitsfaktors  $k_v$  und der Steiggeschwindigkeit  $v_s$ , zur Aufrechterhaltung des Kräftegleichgewichts, bei Variation der Abschlagzirkulation entsprechend Bild 6.17.

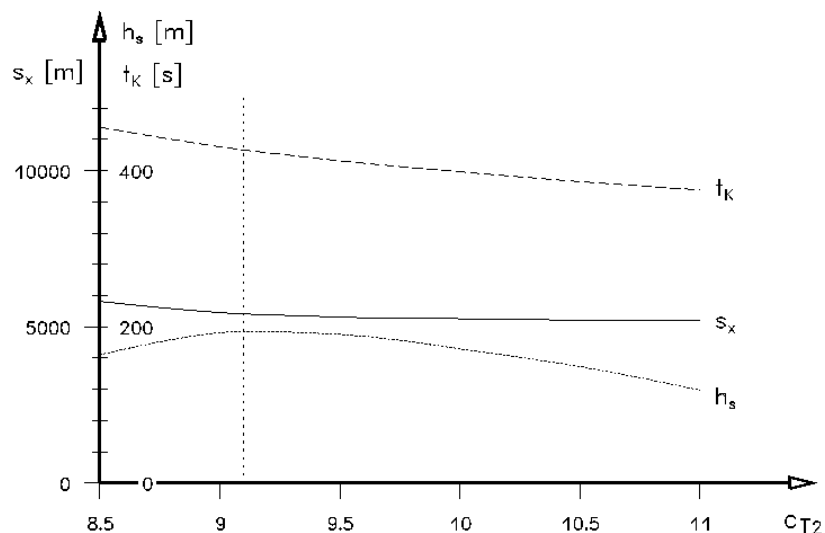


Bild 6.19 Erzielbare Steighöhe  $h_s$ , Flugstrecke  $s_x$  und Flugdauer  $t_k$  bei Variation der Abschlagzirkulation entsprechend Bild 6.17.

Das Rechenergebnis zeigt folgende Maximalwerte

$$\begin{array}{llll} h_{s \max} = 195 \text{ m} & \text{bei} & c_{T2} = 9,1 & \text{mit} \quad \Delta \alpha_{E2[0]} = -0,1^\circ \\ v_{s \max} = 0,46 \text{ m/s} & \text{bei} & c_{T2} = 9,5 & \text{mit} \quad \Delta \alpha_{E2[0]} = -2,5^\circ \end{array}$$

Wegen der nur geringfügigen Verbesserungen der Steiggeschwindigkeit  $v_s$  gegenüber den Standardwerten mit  $c_{T2} = 9,1$ , der ja auch ohne Flügelverdrehung schon das  $c_a$ -Maximum erreicht, lohnt es sich wegen der

deutlich aufwendigeren Antriebsmechanik beim Rechenmodell kaum, beim Abschlag eine Flügelverdrehung anzuwenden.

## 6.8 Anstellwinkel-Überschwingung

Bei der Festlegung der Profildrehachsenlage sind auch die Auswirkungen der Massenträgheitskräfte infolge der Schlagbewegung des Flügels zu berücksichtigen. Diese haben insbesondere am Anfang und Ende der Schlagbewegung Einfluss auf die Flügelverwindung und damit auch auf die Größe aerodynamischer Kräfte. Das gilt vor allem immer dann, wenn Drehachse und Massenschwerpunkt des Flügels nicht deckungsgleich liegen.

Nach den Empfehlungen in vorstehendem Abschnitt wird man die Drehachse des Profils (z.B. den Hauptholm) möglichst weit nach vorn noch vor den Massenschwerpunkt legen. Bei jedem positiven Beschleunigungsvorgang der Schlagbewegung eilt dann die Flügelhinterkante der Drehachse hinter her, bzw. bei negativer Beschleunigung voraus. Außerdem wird sie sich in den Flügelendlagen nach dem Stillstand der Schlagbewegung noch eine Zeit lang weiter bewegen. Zumindest wird sich diese Tendenz einstellen, solange nicht gleichzeitige andere Kräfte überwiegen.

Bei einer Rotation steigen Massenträgheitskräfte quadratisch mit dem Abstand der Masse zur Drehachse. Liegt diese sehr weit vorn, sind die dynamischen Auswirkungen entsprechend groß. Beim Beginn des Abschlags wird es zu stark negativem Anstellwinkel kommen (siehe folgendes Bild). Es besteht so die Gefahr, dass an der Flügelspitze erst mal Abtrieb und nicht mehr Auftrieb entsteht. Die daraus resultierenden aerodynamischen Kräfte unterstützen zwar das Abbremsen der alten und die Einleitung der neuen Schlagbewegung. Die gewünschten aerodynamischen Kräfte – also Schub und Auftrieb – werden aber deutlich verändert, wenn nicht gar in ihr Gegenteil verkehrt.

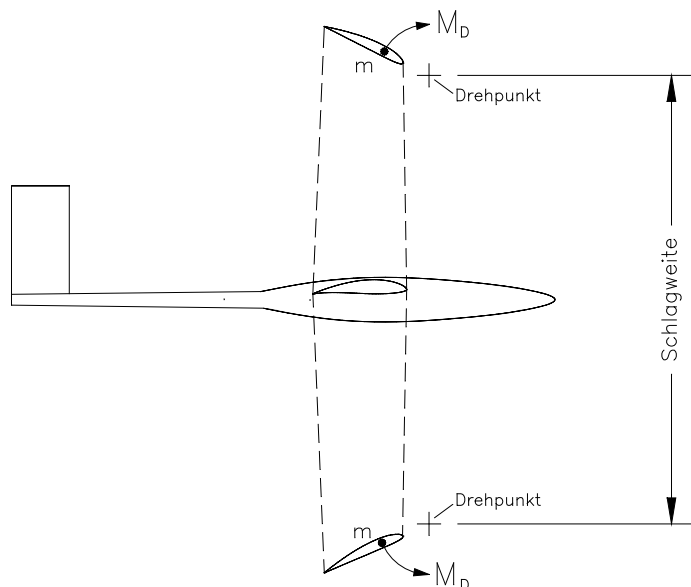


Bild 6.20 Überschwingen des Anstellwinkels in den Schlagendlagen, wenn der Profildrehpunkt sehr weit vor dem Masseschwerpunkt liegt

Beispielsweise steht ja der gestreckte Flügel am Ende der Aufschlagbewegung für einen Moment still. Unter stationären Bedingungen müsste er dann eigentlich einen Anstellwinkel wie im Gleitflug haben und Auftrieb erzeugen. Mit einem stark negativen Anstellwinkel wird aber erst mal Abtrieb erzeugt. Anschließend dauert es noch eine ganze Weile, bis mit zunehmender Abschlaggeschwindigkeit die Querkraft positiv wird. Darunter leidet die Schuberzeugung.

Am unteren Umkehrpunkt der Schlagbewegung, wird der Anstellwinkel stark positiv. Der Auftrieb wird daher zu Beginn der Aufschlagbewegung entsprechend groß sein und damit in der Anfangsphase auch die nach hinten gerichtete Arbeitskraft.

Die Auswirkungen der Massenträgheit auf den Auftrieb „können“ sich im Mittel einer Schlagperiode ausgleichen. Die Schuberzeugung leidet aber - zumindest unter quasistationären Bedingungen - in beiden Endlagen darunter. Die Umkehrung der Schlagbewegung wird jedoch durch das Überspringen des Anstellwinkels unterstützt.

Auch Insektenflügel haben in den Endlagen ähnliche Anstellwinkel wie in vorstehendem Bild. Man hat herausgefunden, dass diese Tiere damit die Bewegungsenergie der mit dem Flügel in Schlagrichtung mitgeführten Luftmassen wieder zurück gewinnen. Diese Luft wird in den Endlagen nach hinten umgelenkt und ihre Bewegungsenergie in Schubarbeit umgewandelt. Ob diesem Effekt nur die Luftmasse der Grenzschicht unterliegt, ob er auch bei Ornithoptern mit ihren großen Rezahlen auftritt und über seine Größe ist hier nicht bekannt.

Man sollte bei Ornithoptern wenigstens darauf achten, dass die Flügelverwindung in den Endlagen nicht zu groß wird und so womöglich sogar die Strömung abreißt. Eine mechanische Dämpfung oder die Begrenzung der Flügelverwindung kann bei der Lösung dieses Problems helfen.

## 6.9 Drehschlag

Mit einer Dämpfung der Flügelspitzenverdrehung in den Endlagen verhindert man womöglich den so genannten Drehschlag. Dabei wird der Flügel am Ende des Abschlags plötzlich mit der Hinterkante in Schlagrichtung um einen vorderen Punkt gedreht, so wie dies beispielsweise in vorstehendem Bild in der unteren Endlage der Fall ist (Liebe, 1985). Bei gleichzeitig abnehmender Zirkulation sollen dabei gebundene Wirbel nach hinten abgeschleudert werden.

Man kann sich den betreffenden Effekt auch mit der eigenen Hand vorspielen. Dazu führt man diese abweisende und zugleich wegwerfende Geste aus, bei der die Handfläche gegenüber dem Unterarm zunächst abgewinkelt ist und dann plötzlich gestreckt wird. Es lässt sich leicht vorstellen, dass mit diesem Schlenker etwas von den Fingerspitzen abgeschleudert wird – beispielsweise Wassertropfen. Führt man die Handbewegung mit zunächst gestreckten Fingern aus, so entspricht sie dem Drehschlag. Sind die Finger zunächst eingerollt, gleicht sie mehr einer Wedelbewegung (Liebe, 1985).

Wenn man beim Aufschlag im Bereich des Handflügels mit negativer Zirkulation arbeitet, so schwimmen auch in der oberen Endlage Wirbelringe weg. Vögeln scheinen die damit verbundene Luftmasse mit einer Wedelbewegung der Schwungfedern insbesondere nach außen abzuschleudern. Bei Ornithoptern mit profiliertem Flügel spielt zumindest der Drehschlag am Ende des Abschlags eine vielleicht bedeutende Rolle. Hierbei werden die in der Tragfläche nur beim Abschlag gebundenen Wirbel abgeschleudert.

Alexander Lippisch (1938, S. 26-27) wiederum hält für wichtig, dass bei Abschlagsbeginn eine kurzzeitige Anstellwinkelvergrößerung - also die entgegen gesetzte Bewegung zum Drehschlag – hervorgerufen durch eine elastische Verformung der Flügelhinterkante, die Neubildung der Anfahrwirbel begünstigt. Dieser Effekt ergibt sich etwa beim Nachlassen der Überschwungung in der oberen Endlage.

Die verschiedenen Effekte beim Schlagrichtungswechsel sind sicher noch weiter zu untersuchen und zu quantifizieren. Auf weitere Einzelheiten kann hier auch nicht näher eingegangen werden. Die Anforderungen und Probleme sind zu sehr von der verwendeten Schlagflügelkonstruktion und der Bewertung vorstehender Hinweise abhängig. Deren Anwendung bleibt daher notgedrungen dem Fingerspitzengefühl des Schlagflügelkonstruktors vorbehalten.

## 6.10 Böeneffekt

Um die maximale Beanspruchung von Tragflügeln zu ermitteln, die im Gleitflug plötzlich in ein Aufwindfeld geraten, wurde von Kramer (1932) der dabei auftretende Maximalauftrieb untersucht. Er entsteht bei einem plötzlichen Anstellwinkelanstieg insbesondere durch die Trägheit des Ablösevorganges der Profilumströmung. Es wird immer wieder vermutet, dass dieser Effekt auch bei den schnell wechselnden Anströmungsbedingungen an einem Schlagflügel auftritt und sich positiv auswirkt.

Als Näherungsgleichung gibt Kramer an

$$c_{a \max d} = c_{a \max st} + 0,36 \cdot \frac{l}{v} \cdot \frac{d\alpha}{dt} \quad (6.14)$$

mit	$c_{a \max d}$	Maximum des dynamischen Auftriebsbeiwertes
	$c_{a \max st}$	Maximum des statischen Auftriebsbeiwertes
	$l$	Flügeltiefe [m]
	$v$	Anströmgeschwindigkeit [m/s]
	$\frac{d\alpha}{dt}$	zeitliche Anstellwinkeländerung [°/s]

Der Effekt tritt jedoch nur dann auf, wenn nach der Anstellwinkelvergrößerung die Strömung auch tatsächlich abreißt. Wird dagegen die Anstellwinkelvergrößerung in einem Bereich abgebrochen, in dem die Strömung im stationären Zustand noch gesund ist, so zeigt sich bereits im Moment des Abstoppens des Anstellwinkelanstieges der richtige, stationäre Wert. Die Auftriebsänderung im gesunden Strömungsbereich erfolgt also praktisch unverzögert.

Ist die Strömung einmal abgerissen, so dauert es sicher auch wieder eine ganze Weile, bis sie sich bei Anstellwinkelverringern wieder anlegt. Dieser Zeitraum wird durch das  $c_a$ -Hystereseverhalten mancher Profile weiter verlängert. Das heißt, die negativen Auswirkungen der Strömungsträgheit überwiegen womöglich die positiven.

Nur wenn der Anstellwinkel so groß wird, dass die Strömung abreißen will, Anstellwinkelan- und abstieg aber noch innerhalb der Zeit mit gesunder Strömung stattfinden und danach die Strömung noch immer anliegt, ist ein echter Nutzen zu erwarten. Dies ist jedoch ein sehr kleines Zeitfenster. An Hand des Diagramms von Kramer mit einem zeitlichen Anstiegswert des Anstellwinkels von 220°/s schätze ich den für den dynamischen Auftriebsbeiwert zur Verfügung stehenden Zeitraum auf höchstens 0,1 Sekunde. Nur dieser kurze Zeitraum wäre dann für den dynamischen Auftrieb als An- und Abstiegszeit nutzbar.

An- und Abstieg des Anstellwinkels liegen nur in Schlagmitte dicht beieinander. Und auch nur dann, wenn in diesem Bereich nicht mit stationärer Schlaggeschwindigkeit gearbeitet wird. Beim Rechenmodell ändert sich die Schlaggeschwindigkeit im Nahbereich der Schlagmitte beispielsweise überhaupt nicht.

Außerdem müssen sich Anstellwinkel-Anstieg und -Abstieg die Zeit mit noch gesunder Strömung teilen. Der Auftriebsbeiwert wird daher mangels knapper Anstiegszeit seinen maximal möglichen Wert nur noch zur Hälfte erreichen. Maximal mögliche Zeit und Höhe des Anstellwinkelanstieges werden also etwa halbiert. Der Gesamteffekt des Auftriebsanstieges ist also beim Schlagflügel quadratisch kleiner als von Kramer ermittelt. Genauer müsste mit den heute zur Verfügung stehenden Messmöglichkeiten erst noch ermittelt werden.

Ins Rechenmodell ist ein Einfluss des dynamischen Auftriebs vorsorglich überhaupt nicht mit eingeflossen. Bei sehr schnell schlagenden Ornithoptern oder bei bestimmten Vorgängen im Bereich der Flügelendlagen (federnde oder schnellende Vogelfedern bzw. Flügelteile) ist ein Nutzen aber nicht ganz auszuschließen.

Die Aussage von Kramer, dass auch bei sehr schnellen Anstellwinkeländerungen bereits im Moment des Abstoppens der richtige, stationäre Wert vorliegt führt zu der Frage, worin dann eigentlich noch der Unterschied zwischen stationären und instationären Bedingungen liegt. Solange man mit gesunder Profilumströmung arbeitet, könnte man schlussfolgern, dass er nur noch in der unterschiedlichen Größe des induzierten Widerstandes besteht. Dieser Unterschied ließe sich an Hand der Länge und Stärke der in und nicht in Flugrichtung liegenden Wirbelfadenanteile abschätzen (siehe Bild 3.11). Weitere, vermutlich kleine Unterschiede, werden sich aber durch die Dynamik der mit dem Schlagflügel, zumindest in der Grenzschicht mitgeführten Luftmassen ergeben. Auch eine Phasenverschiebung zwischen Anstellwinkeländerung und Auftriebsänderung ist wahrscheinlich, bleibt aber insgesamt ohne größere Auswirkungen.

Der Einfluss instationärer Bedingungen ist bei großen Schlagflügelmodellen als gering einzuschätzen. Er liegt wahrscheinlich in der gleichen Größenordnung wie die Fehler, die bei der Abschätzung des Restwiderstandes gemacht werden.

### 6.11 Beschleunigung der Nachlaufströmung

Bei einem Motorflugzeug wird durch den Profilwiderstand im Grenzschichtbereich des Flügels die Luft in Flugrichtung beschleunigt. Im Bereich des Propellers erfolgt dagegen die Beschleunigung der Luft nach hinten. Hinter dem Flugzeug bleiben so nebeneinander liegende, nach vorn und nach hinten strömende Wirbelschleppen zurück. Dies ist gleichbedeutend mit einer Nebeneinanderschaltung von Vortrieb und Widerstand erzeugenden Baugruppen. Die Anordnung ist energietechnisch auch vergleichbar mit einem Sieb das neben einem Propeller in einem Windkanal aufgestellt ist.

Man kann nun das Sieb etwa mit dem gleiche Durchmesser herstellen wie den Propeller. Ordnet man dann den Propeller hinter dem Sieb an, so lässt sich durch entsprechende Gestaltung erreichen, dass die Strömungsgeschwindigkeit hinter dem Propeller wieder genau so groß ist wie die unbeeinflusste Strömung vor dem Sieb. Die Gesamtanordnung setzt dann der Anströmung keinen Widerstand entgegen.

Nach Hertel (1963) ist der Energieaufwand einer derartigen Hintereinanderschaltung im Idealfalle nur noch 0,4-mal so groß, wie beim Kräftegleichgewicht der Nebeneinanderschaltung. Diese Energie-minderung durch Ineinandergreifen von Vortrieb und Widerstand wurde von Göbel und Oehler (1964) näher untersucht und auch in der Praxis bestätigt. Sie löst das Paradoxon bei Fischen, deren Energie sonst für die hohen Schwimmgeschwindigkeiten nicht ausreichen würde. Außerdem ist dieser positive Effekt wohl auch bei Flugzeugen mit im Spiel, wenn statt einem Zugpropeller einen Druckpropeller verwendet wird.

Auch bei Ornithoptern greifen beim Abschlag längs des ganzen Schlagflügels Vortrieb und Widerstand ineinander. Ob dies allerdings einer Hintereinanderschaltung in vorstehendem Sinne entspricht, ist fraglich. Der Schlagflügelwiderstand entspricht in vorstehender Anordnung ja mehr den Propeller-verlusten. Das vorgeschaltete „Sieb“ fehlt. Außerdem liegen vorstehende Idealbedingungen des Ineinandergreifens (Vortrieb = Profilwiderstand) bestenfalls beim Abschlag und je Halbspannweite nur an maximal zwei Flügelorten vor. Und auch das nur zeitweise. Eine Beschleunigung der Nachlaufströmung wurde daher beim Rechenmodell nicht berücksichtigt.

## 7 Gleitflugparameter

Der Wechsel zwischen Gleit- und Kraftflug macht das Erscheinungsbild eines Ornithopters besonders attraktiv. In der Kraftflugphase sieht man dem Modell die schwere Flugarbeit regelrecht an, während es im Gleitflug, in einer Art Ruhephase, die Eleganz und Schwerelosigkeit der Segelflugzeuge ausstrahlt. Zumindest für die Landung ist der Wechsel zwischen den Flugarten aber auch technisch notwendig.

Die meisten Parameter, wie z.B. das Flügelprofil, die Elastizität der Flügel oder die Form und Anordnung des Leitwerks wirken naturgemäß im Kraftflug und im Gleitflug. Hier werden insbesondere solche Parameter angesprochen, die von der herkömmlichen Tragflügeltheorie abgeleitet werden bzw. überwiegend im Gleitflug wirksam sind.

### 7.1 Gleitflug-Zirkulationskennzahl

Die wohl am besten bekannte Zirkulationsverteilung für den Gleitflug ist die mit der elliptischen Verteilungsform. Ihre Zirkulationskennzahl hat den Wert  $c_{\Gamma G}=8$ . Natürlich kann man für Ornithopter auch andere Gleitflug-Verteilungsformen wählen. Verändert man jedoch die Verteilungsform unter Beibehaltung der Zirkulationsgesamtgröße, so ändert sich auch die Zirkulation bzw. der Auftriebsbeiwert an der Flügelwurzel im Gleitflug.

In nachstehendem Bild ist als Beispiel die Gleitflugverteilung mit  $c_{\Gamma G}=7$  dargestellt. Dies ist eine Verteilungsform, wie sie vielleicht bei spitzflügeligen Vogelarten mit großer Flügelstreckung im Gleitflug vorliegt (z. B. Möwen). Die mittlere Gleitflugzirkulation  $\Gamma_{mG}$  sowie die Zirkulationskennzahlen von Auf- und Abschlag entsprechen denen von Bild 2.10.

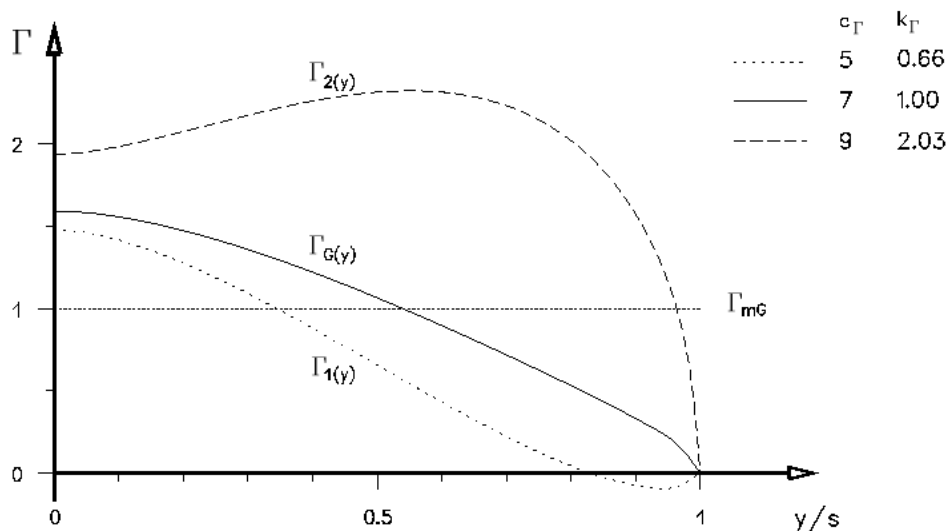


Bild 7.1 Zirkulationsverteilungen mit den Zirkulationskennzahlen 5 und 9, bezogen auf die Gleitflug-Zirkulationskennzahl  $c_{\Gamma G}=7$

Beim Vergleich beider Bilder wird erkennbar, dass man mit der kleineren Gleitflug-Zirkulationskennzahl bei Auf- und Abschlag, trotz dabei gleicher Zirkulationskennzahlen, deutlich höhere Zirkulationsfaktoren erhält. Dies folgt aus dem höheren Gleitflug-Anstellwinkel an der Flügelwurzel und ist auch aus Bild 2.9 abzulesen.

Man kann also die Zirkulationskennzahl des Gleitfluges dazu benutzen, bestimmte Zirkulationsverteilungen von Auf- und Abschlag in den Arbeitsbereich des gewählten Profils einzupassen.



## 7.2 Mittlerer Auftriebsbeiwert

Der mittlere Auftriebsbeiwert im Gleitflug lässt sich, analog zur herkömmlichen Tragflügeltheorie, im Zusammenhang mit den Profildaten auswählen. Insbesondere mit zwei Arbeitspunkten wird dabei häufig gearbeitet - entweder mit dem besten Gleitwinkel oder mit der geringsten Sinkgeschwindigkeit.

Gleichzeitig mit dem mittleren Auftriebsbeiwert im Gleitflug ändert sich aber auch der Bewegungsspielraum innerhalb des Profilarbeitsbereiches nach oben und unten. Es kann also zweckmäßig sein, im Interesse eines großen Arbeitsbereiches von Auf- oder Abschlag von den optimalen Gleitflugeigenschaften abzuweichen. In Kombination mit Veränderungen des Fluggeschwindigkeitsfaktors ist dabei eine relativ große Variationsbreite gegeben.

Die Auswahl des mittleren Auftriebsbeiwertes beim Rechenmodell erfolgte insbesondere im Hinblick auf die Erzielung einer möglichst großen Modellsteighöhe.

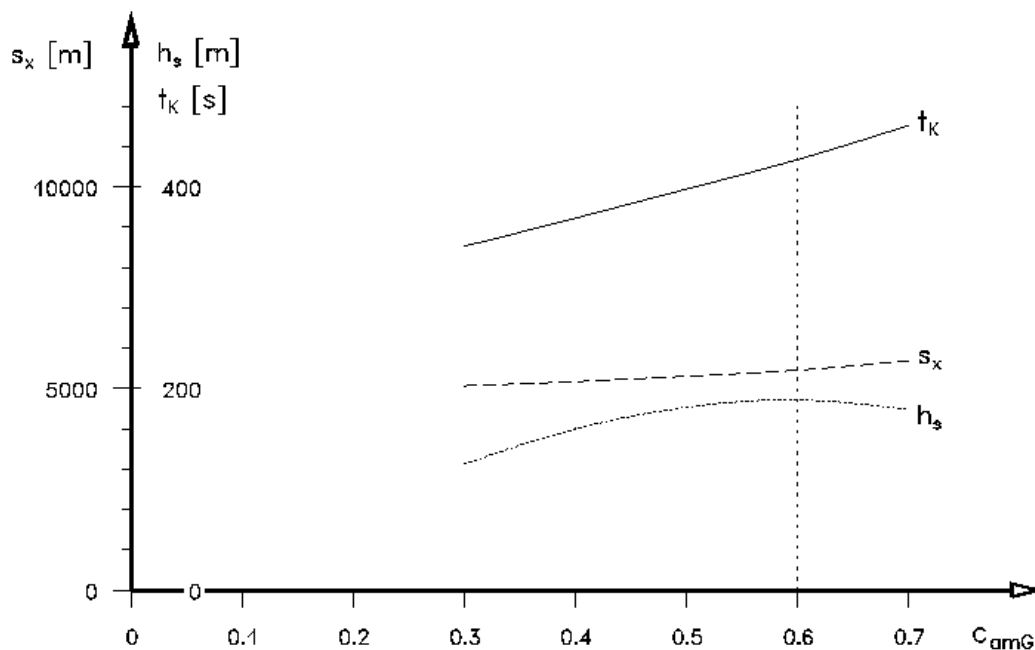


Bild 7.2 Kraftflugdaten des Rechenmodells

- Kraftflugdauer  $t_K$
- Flugstrecke  $s_x$
- Modellsteighöhe  $h_s$

bei Variation des mittleren Gleitflug-Auftriebsbeiwertes  $c_{amG}$

Der gewählte Auftriebsbeiwert  $c_{amG}=0,6$  lässt beim Aufschlag die Zirkulationskennzahl  $c_{\Gamma I}=0$  mit etwas Reserve nach unten noch zu und bietet nach oben für den Abschlag beim angewendeten Profil offensichtlich den optimalen Arbeitsbereich.

## 7.3 Restwiderstand

Als Restwiderstand wird hier die Summe der Widerstände von Rumpf und Leitwerk sowie der Widerstand des Rumpf-Flügel-Übergangs bezeichnet. Es sind dies die Widerstände, die der Schlagflügel mit seiner abgegebenen Schubenergie überwinden muss. Insbesondere der größere Rumpfquerschnitt und der spaltenreiche Rumpf-Flügel-Übergang werden bei einem Ornithopter zu einem höheren Restwiderstand führen als bei herkömmlichen Seglern.

Bei großen Ornithoptermodellen stellt die Schuberzeugung eine Hauptaufgabe dar. Für ein gutes Gesamtergebnis ist der Reduzierung des Restwiderstandes die gleiche Bedeutung beizumessen.

#### **7.4 Masse des Ornithopters**

Die Masse bzw. die Gewichtskraft ist beim herkömmlichen Flugmodell von großer Bedeutung. Insbesondere der induzierte Widerstand steigt mit zunehmendem Gewicht an. Analog dazu ist es auch beim Ornithopter oberstes Gebot Gewicht zu sparen.

Dazu ist aber auch festzustellen, dass sich ein sehr kleines Rumpfgewicht wegen der Massenträgheit der schlagenden Flügel nachteilig auf die Pendelbewegung des Rumpfes auswirken kann (Hewitt, 1985). Diese Bewegung steigt mit abnehmendem Rumpfgewicht. Nachdem aber in der Regel wegen der Antriebsmechanik das Rumpfgewicht sowieso sehr groß ist, kann – zumindest bei den bisherigen Konstruktionen – gar nicht genug Gewicht gespart werden.

Vögel können zwar auch mit hohem Gewicht großartige Kraftflugleistungen vollbringen (z.B. Graugans 3 kg, Kanadagans 5 kg, Höckerschwan 11 kg). Dies ist aber nur ein Strohalm, an den man sich als Ornithopterkonstrukteur notgedrungen klammert. Von der Effektivität ihrer Schlagflügel sind die bisher bekannten Ornithopterkonstruktionen noch weit entfernt.

## 8 Kraftflugparameter

Hier geht es um die Kinematik des Schlagflügels bzw. um die Gestaltungsmerkmale des Antriebs und um die Bewegung des Schlagflügelmodells als Ganzes im Luftmeer. Dabei werden auch Probleme im Zusammenhang mit der Einhaltung der Kraftfluggeschwindigkeit angesprochen.

### 8.1 Impuls und Kraftstoß

Der Impuls eines Körpers ist das Produkt aus seiner Masse und seiner Geschwindigkeit. Ein Flugmodell mit der Masse  $m_M$  und der Gleitfluggeschwindigkeit  $v_G$  hat also in Flugrichtung den Modellimpuls  $p_M$

$$p_M = m_M \cdot v_G \quad (8.1)$$

Eine Änderung des Impulses kann nur durch eine Geschwindigkeitsänderung erfolgen und ist in jedem Falle die Folge einer Krafteinwirkung. Ist die Kraft nicht konstant, sondern eine Funktion der Zeit, so gilt

$$\Delta p_M = m_M \cdot \Delta v_G = \int_{t_1}^{t_2} F \, dt \quad (8.2)$$

Die Impulsänderung bzw. der Kraftstoß ist also das Zeitintegral der Kraft. Oder bildlich ausgedrückt, für die Wirkung auf die Ornithotermasse ist die Fläche unter dem zeitlichen Kraftverlauf maßgebend. Die Form des Funktionsverlaufes spielt dagegen für die Impulsgröße keine Rolle.

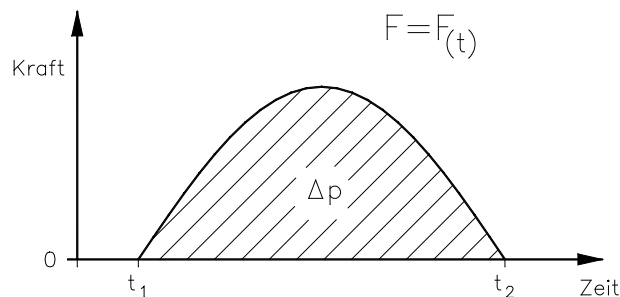


Bild 8.1 Zeitlicher Funktionsverlauf einer Kraft und die Impulsänderung  $\Delta p$

Dieser Gesetzmäßigkeiten gelten bei allen Kraftwirkungen auf Massen. Beim Ornithopter treten sie im Zusammenhang mit den rhythmisch sich ändernden Kräften der Schlagbewegung in x- und z-Richtung besonders auffällig in Erscheinung.

### 8.2 Schlagwinkel

Um eine hohe Schubwirkung zu erzielen, muss neben einer großen Abschlaggeradikulation auch eine hohe Umfangsgeschwindigkeit angestrebt werden.

Bei sehr kleinen Schlagwinkeln reicht zunächst die zur Verfügung stehende Beschleunigungszeit nicht aus, um eine ausreichend hohe Schlaggeschwindigkeit zu erreichen. Die Beschleunigungskräfte müssten sonst sehr groß sein. Schon allein aus diesem Grund verbieten sich für größere Ornithopter besonders kleiner Schlagwinkel bzw. ein Schwirren der Flügel. Wenige Flügelschläge mit großem Schlagwinkel sind für die Schuberzeugung sicherlich besser als viele Flügelschläge mit kleinem Schlagwinkel.

Andererseits führen große Schlagwinkel bei jeder Schlagbewegung im Bereich der Endlagen zu starker positiver und negativer V-Stellung der Flügel. Die Auftriebskräfte der linken und rechten Flügelhälfte arbeiten dabei zum Teil in entgegengesetzte Richtungen. In nachstehendem Bild ist dazu die auf den Schlagflügel bezogene Auftriebskraft  $F_{AF}$  in ihre Komponenten zerlegt. Die auf das Modell bezogene Auftriebskraft  $F_{AM}$  weist nach oben und wirkt damit entgegen der Modellgewichtskraft  $F_{GM}$ . Die in

Modell-y-Richtung liegenden Komponenten  $F_{Ay}$  der linken und rechten Flügelhälfte sind entgegengesetzt gerichtet und heben sich gegenseitig auf.

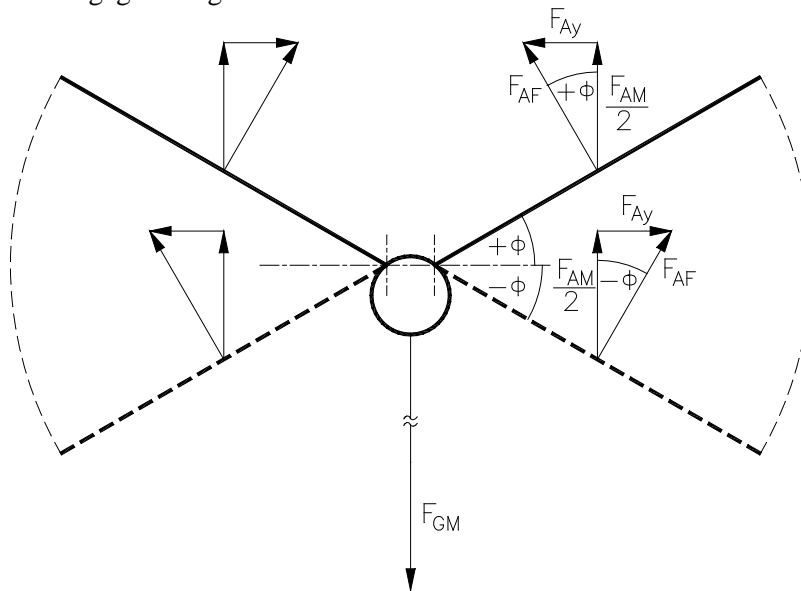


Bild 8.2 Kräfte am Schlagflügel in einer V-Stellung (Modellansicht von vorn bzw. hinten)

Wie man sieht, ist bei starker Flügel-V-Stellung die für das Modell maßgebende Auftriebskraft  $F_{AM}$  deutlich kleiner als die am Flügel erzeugte Auftriebskraft  $F_{AF}$ . Der mit einem bestimmten induzierten Widerstand erzielbare Nutzen in Form von Flügelauftrieb ist also für das Modell nur noch teilweise verwertbar. Für die Auftriebserzeugung ist es daher ratsam den Schlagwinkel klein zu halten.

Variiert man beim Rechenmodell den Schlag-Endlagenwinkel  $\phi_E$  zwischen  $20^\circ$  und  $60^\circ$  und wählt als Variationsparameter für das Kräftegleichgewicht in x-Richtung die Dauer der Schlagperiode ( $t_p=0,47$  s bis 1,36 s) und für die z-Richtung den Fluggeschwindigkeitsfaktor ( $k_v=1,06$  bis 1,20), so nimmt mit zunehmendem Schlagwinkel die erzielbare Steighöhe um 10 % ab. Diese Veränderung ist relativ gering. Offensichtlich halten sich Vor- und Nachteile der Schlagwinkelveränderungen etwa die Waage. Nur die tangentielle Beschleunigung der Flügelmasse wird mit zunehmendem Schlagwinkel bzw. länger werdender Schlagperiode deutlich kleiner.

Bei der Festlegung des Schlagwinkels gilt es, für die gegensätzlichen Forderungen von Auftriebs- und Schuberzeugung einen geeigneten Kompromiss zu finden. Solange detaillierte Optimierungsberechnungen unter Berücksichtigung instationärer Bedingungen nicht möglich sind, ist es empfehlenswert, sich an den natürlichen Vorbildern zu orientieren und Extreme dabei auszuschließen.

Für die Erzielung eines flachen Steigfluges halte ich Schlagwinkel zwischen  $\pm 30^\circ$  und  $\pm 40^\circ$  für geeignet. Da sich kleine Schlagwinkel konstruktiv leichter verwirklichen lassen, bevorzuge ich den unteren Grenzwert.

### 8.3 Umfangsgeschwindigkeit

Man kann davon ausgehen, dass sich die Zirkulationsveränderungen und damit die aerodynamischen Kräfte am Schlagflügel zeitlich in Abhängigkeit von der Winkel- bzw. Umfangsgeschwindigkeit entwickeln. Dies dürfte insbesondere bei Schlagflügeln der Fall sein, die sich aeroelastisch verwinden. Sollen also die zeitlichen Veränderungen der Zirkulationsverteilung während eines Taktes theoretisch untersucht werden, so wird man in erster Näherung die Zirkulationskennzahl den gleichen Veränderungen unterwerfen wie die Winkelgeschwindigkeit.

Bei sinusförmigem Verlauf lässt sich dieser Zusammenhang - für jeden Takt getrennt - aus Gl. 5.2 ableiten. Man muss nur berücksichtigen, dass die Zirkulationskennzahl in den Endlagen nicht Null ist, sondern etwa derjenigen im Gleitflug entspricht. Dieser Berechnungsansatz wird hier aber nicht weiter verfolgt.

In folgendem Bild sind schematisch verschiedene Funktionsverläufe einer Kraft während der Taktzeit  $t_N$  dargestellt (z.B. von Vortriebskraft beim Abschlag) die in den Endlagen den Wert Null haben. Als Bezugsgröße soll der Scheitelwert der Sinuskurve die Größe 1,0 haben. Die Fläche unter diesem Kraftverlauf ist durch Schraffur besonders hervorgehoben. Die Flächen unter den übrigen Kraftverläufen – und damit auch deren Impulse – sind genau so groß.

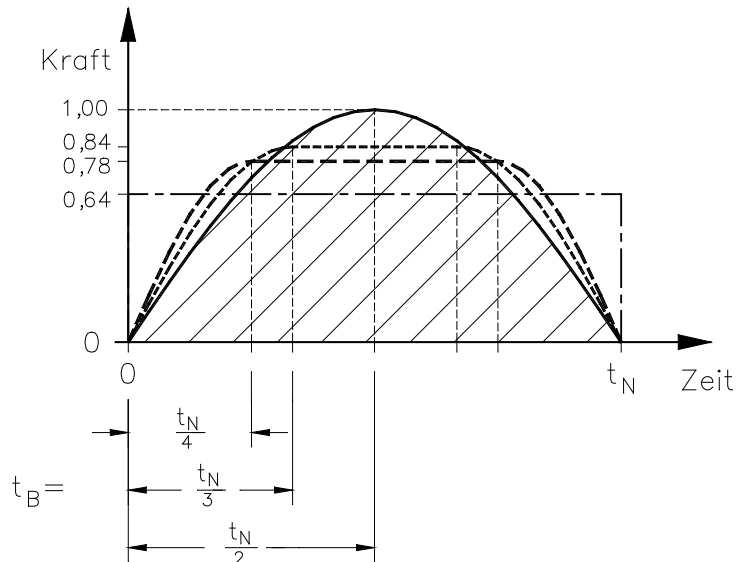


Bild 8.3 Gegenüberstellung verschiedener Funktionsverläufe mit gleichem Flächeninhalt

Beschreibt man die Beschleunigungsdauer  $t_B$  als Anteil der Taktzeit  $t_N$ , so gelten für sie die unten an der x-Achse angegebenen Bruchteile. Für den rechteckigen Funktionsverlauf ist die Beschleunigungszeit  $t_B=0$ .

Die an der senkrechten Diagrammachse angeschriebenen Zahlen geben die Größe der Scheitelwerte an. Sie vermitteln einen Eindruck von der möglichen Reduzierung der Umfangsgeschwindigkeit gegenüber derjenigen der Sinusfunktion bei gleichem Kraftimpuls. Besonders vorteilhaft ist dabei, dass mit der Umfangsgeschwindigkeit auch die erforderliche Flügelverwindung entsprechend kleiner wird. Man kann so die Flügelkonstruktion womöglich deutlich vereinfachen.

Man hätte bei vorstehendem Vergleich natürlich statt der Fläche unter dem Funktionsverlauf auch die Scheitelwerte gleich groß wählen können. In diesem Falle sind zwar dann die Umfangsgeschwindigkeit und damit auch die erforderliche Flügelverwindung gleich groß. Die Fläche unter dem Funktionsverlauf bzw. der Impuls wäre aber dann gegenüber der Sinusfunktion entsprechend größer.

Kurze Beschleunigungszeiten bringen auch einen Vorteil für den Auftriebsimpuls. Je kürzer die Beschleunigungszeit, umso kürzer ist die Verweildauer der Flügel im Bereich der Endlagen. Insbesondere bei großen Schlagwinkeln wirkt sich dies positiv aus (hierzu Bild 8.2).

Um den gewünschten Verlauf der Umfangsgeschwindigkeit für den Schlagflügel zu erzielen ist es zweckmäßig, schon die Kinematik des Antriebs entsprechend zu wählen. Ein Antrieb mit einer Beschleunigungsdauer von beispielsweise  $t_N/4$  oder  $t_N/3$  in den Endlagen harmoniert dann auch recht gut mit einem Schlagflügel, der zwischen zwei Endlagenfedern schwingt (hierzu Bild 5.4). Auf die vielfältigen

Ornithopter-Antriebskonstruktionen, die schon gebaut oder auch nur vorgeschlagen wurden, kann hier aber nicht weiter eingegangen werden.

## 8.4 Dauer der Schlagperiode

Die Bewegung des Schlagflügels wird in starkem Maße durch die Dauer der Schlagperiode  $t_p$  beeinflusst. Sie setzt sich aus den einzelnen Taktzeiten von Auf- und Abschlagn zusammen.

$$t_p = t_1 + t_2 \quad (8.3)$$

Der Kehrwert der Schlagperiodendauer ergibt die Flügelschlagfrequenz  $f$ .

$$f = \frac{1}{t_p} \quad (8.4)$$

Bei der Wahl der Ornithopter-Schlagfrequenz kann man sich an den natürlichen Vorbildern orientieren. In nachstehendem Bild ist diese Frequenz in Abhängigkeit vom Vogelgewicht dargestellt. Die Hauptlinie gilt zwar wahrscheinlich nur für den Horizontalflug. Für den flachen Steigflug mit normalen Flügelabmessungen reicht es aber sicherlich aus, wenn sich die Ornithopter-Schlagfrequenz innerhalb der angegebenen Bandbreite bewegt.

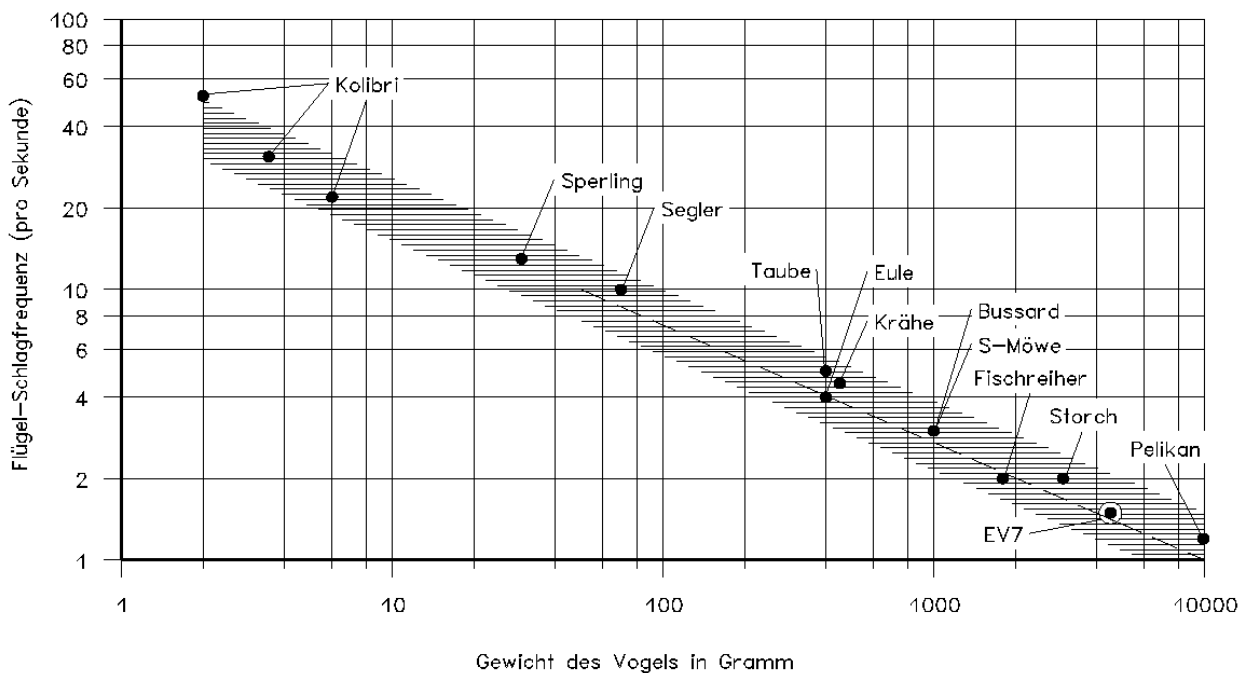


Bild 8.4 Flügelschlagfrequenz und Gewicht der Vögel (Hertel, 1963)

In diesem Diagramm folgt die Schlagfrequenz der Gleichung

$$f = e^{\log \frac{10}{m_M}} \quad (8.5)$$

mit  $f$  Schlagfrequenz [Hz]  
 $m_M$  Modellmasse [kg]

Generell gilt, je höher die Schlagfrequenz eines Schlagflügels ist, umso größer sein Vortrieb. Es darf aber nicht zum Strömungsabriss kommen. Näheres dazu im folgenden Abschnitt.

## 8.5 Schlagzeitverhältnis

Das Schlagzeit- oder Taktzeitverhältnis  $k_t$  wird hier definiert als Verhältnis der Aufschlagzeit  $t_1$  zur Abschlagzeit  $t_2$ .

$$k_t = \frac{t_1}{t_2} \quad (8.6)$$

Im ersten Moment wird man die Auf- und Abschlagzeit gleich groß wählen. In diesem Falle gilt  $k_t=1,0$ . Interessant ist dann die Frage, wie sich Schub und Auftrieb ändern, wenn das Schlagzeitverhältnis davon abweicht.

Bei Variation des Taktzeitverhältnisses ändern sich die Vortriebs- und die Auftriebskraft an einem Ort des Schlagflügels mit der Richtung und der Größe des Querkraftvektors (siehe Bild 1.2 bei Änderung von  $v_u$ ). Dies führt zu entsprechenden Veränderungen längs des ganzen Flügels. Der Einfluss des Taktzeitverhältnisses auf Vortrieb und Auftrieb wird hier aber nur schematisch und stark vereinfacht beschrieben. Nur die Folgen der Querkraft-Richtungsänderung werden berücksichtigt. Der Einfluss der Querkraft-Größenänderung infolge der veränderten Anströmgeschwindigkeit wird erst einmal vernachlässigt. Er ist deutlich kleiner. Außerdem gelten diese Überlegungen nur für relativ langsam schlagende Flügel.

Um die Auswirkungen des Taktzeitverhältnisses zu ergründen ist es zweckmäßig, zunächst die Impulsveränderungen bei der Zeitänderung nur eines Taktes zu betrachten (nächstes Bild). Zur Vereinfachung der Überlegungen wird dazu ein zeitlich rechteckförmiger Schlag- bzw. Kraftverlauf angenommen. Es wird sozusagen eine mittlere Kraft während des ganzen Betrachtungszeitraumes vorausgesetzt. In diesem Fall besteht ein linearer Zusammenhang zwischen Taktdauer und Taktgeschwindigkeit. Es verkürzt sich beispielsweise die Taktdauer auf die Hälfte, wenn man die Schlaggeschwindigkeit verdoppelt.

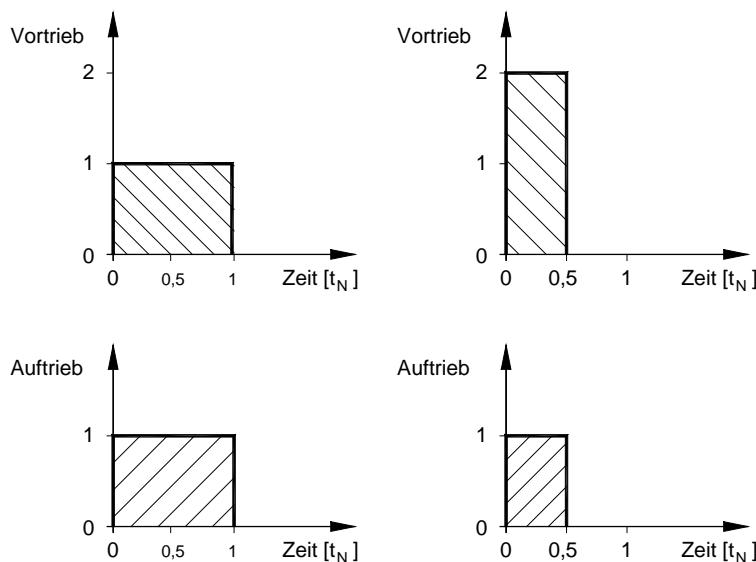


Bild 8.5 Schematische Darstellung der Veränderungen von Vortrieb und Auftrieb beim Abschlag bei Verkürzung der Taktzeit  $t_N$

An Hand von Bild 1.2 kann man sich außerdem vorstellen, dass es mit der Verdoppelung der Schlaggeschwindigkeit gleichzeitig zu einer Verdoppelung der Vortriebskraft kommt. Es gilt ja  $F_v = -F_Q \cdot \sin \delta$ . Zumindest bei kleinem Winkel Delta, bzw. langsam schlagenden Flügeln, ändert sich der Sinus etwa proportional mit dem Winkel und umgekehrt. Infolge der Halbierung der Taktdauer bei gleichzeitiger Verdoppelung der Umfangsgeschwindigkeit bleibt also in diesem Bild der Vortriebkraftimpuls (Fläche unter der Vortriebskraft) in erster Näherung konstant.

Gleichzeitig ändert sich jedoch die Größe der Umfangskraft  $F_U$  bzw. die Auftriebskraft nur geringfügig. Für sie gilt  $F_U = F_Q \cdot \cos \delta$  und bei kleinem Winkel Delta ändert sich der Cosinus kaum. Infolge der Halbierung der Taktdauer halbiert sich damit aber der Auftriebskraftimpuls (Fläche unter der Auftriebskraft).

Vorstehende Feststellung über das Vortriebsverhalten widerspricht nur scheinbar der gängigen, auch in Abschnitt 8.4 gemachten Aussage, dass sich bei schnellerem Flügelschlag der Schub erhöht. Zur Aufklärung braucht man sich nur die Impulsveränderungen bei Variation der gesamten Schlagperiodendauer klar machen.

Das zugrunde liegende Prinzip gilt ja für beide Takte. Auch der Vortriebsimpuls einer ganzen Schlagperiode bleibt demnach bei Veränderungen der Periodendauer konstant. Man muss aber in Betracht ziehen, dass beispielsweise bei kürzer werdender Schlagperiodendauer pro Zeiteinheit mehr Flügelschläge ausgeführt werden. In folgendem Bild wird dazu in den ersten beiden Fällen immer eine ganze Schlagperiode betrachtet.

Halbiert man z.B. die Schlagperiodendauer, so werden pro Zeiteinheit doppelt so viele Flügelschläge bzw. Impulse erzeugt. Insgesamt verdoppelt sich dadurch der Vortriebsimpuls (dritter Fall in folgendem Bild).

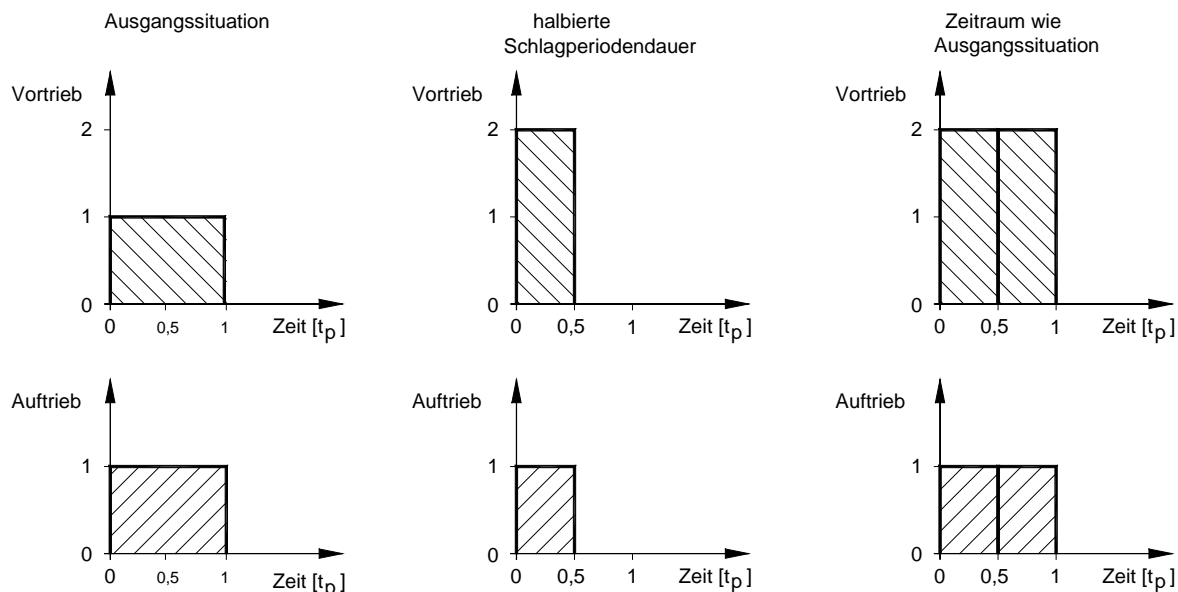


Bild 8.6 Schematische Darstellung der Veränderungen von Vortrieb und Auftrieb bei Verkürzung der Schlagperiodendauer  $t_p$ .

Bei relativ langsam schlagenden Flügeln gilt also die Regel:

- Bei Verkürzung der Schlagperiodendauer erhöht sich der Schub. Der Auftrieb bleibt dagegen annähernd gleich groß (hierzu Bild 9.5).

Kehren wir zurück zur Betrachtung des Taktzeitverhältnisses und halten die Schlagperiodendauer wieder konstant. Bei einer Verkleinerung des Taktzeitverhältnisses verkürzt sich dann zunächst einmal die Aufschlagzeit. Entsprechend vorstehender Feststellung bleibt dabei der Impuls der Vortriebskraft je Schlagperiode etwa erhalten und der Auftriebsimpuls wird kleiner. Auch beim länger dauernden Abschlag bleibt der Vortriebsimpuls erhalten. Sein Auftriebsimpuls dagegen wird größer.

In nachstehendem Bild wurde dazu ein Beispiel mit negativem Aufschlag-Vortrieb gewählt. Die Darstellung gilt aber sinngemäß auch für positiven Aufschlag-Vortrieb.



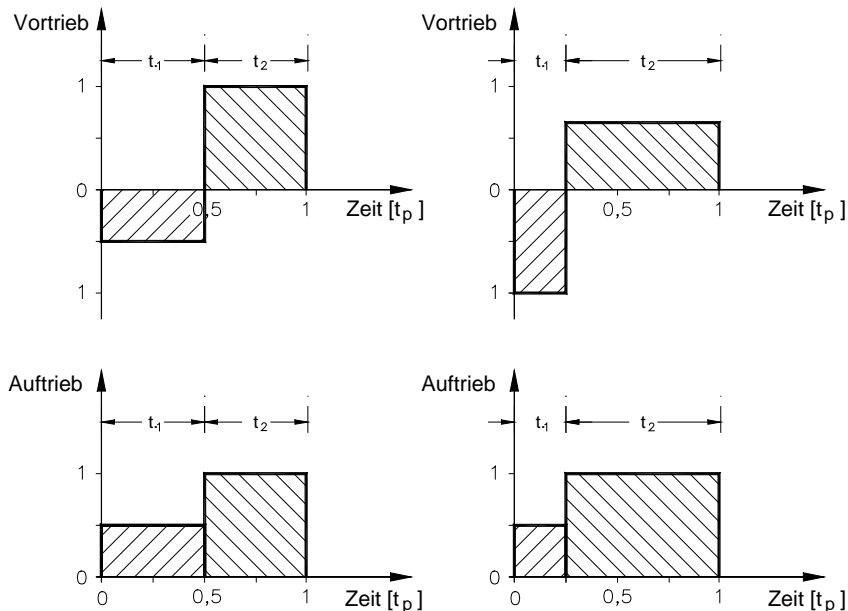


Bild 8.7 Schematische Darstellung von Vortrieb und Auftrieb während einer Schlagperiode bei Verkleinerung (rechte Darstellung) des Taktzeitverhältnisses

Man kann daraus folgende Faustregel ableiten:

- Bei Veränderungen des Taktzeitverhältnisses bleibt der mittlere Vortriebsimpuls annähernd konstant.
- Bei Verkleinerung des Taktzeitverhältnisses wird der mittlere Auftriebsimpuls größer und umgekehrt.

Bei dieser Betrachtung des Taktzeitverhältnisses wurde Eingang erwähnt, dass der Einfluss der Querkraft-Größenänderung klein gegenüber dem Einfluss der Querkraft-Richtungsänderung ist und hier unberücksichtigt bleibt. Diese Querkraft-Größenänderung infolge veränderter Anströmgeschwindigkeit ist aber keineswegs vernachlässigbar. Sie wirkt sich auf die Gesamtkraft des Modells in x- und z-Richtung deutlich aus und überlagert die hier geschilderten Zusammenhänge (siehe Bild 9.6).

## 8.6 Fluggeschwindigkeit

Die Fluggeschwindigkeit im Gleitflug folgt bekanntlich aus der Gleichung

$$v_G = \sqrt{\frac{2 \cdot m_M \cdot g}{\rho \cdot A \cdot c_{amG}}} \quad (8.7)$$

mit	$m_M$	Masse des Flugmodells [kg]
	$g$	Fallbeschleunigung [ $m/s^2$ ]
	$A$	Flügelfläche [ $m^2$ ]
	$c_{amG}$	mittlerer Auftriebsbeiwert im Gleitflug
	$\rho$	Luftsdichte [ $kg/m^3$ ]
	$v_G$	Gleitfluggeschwindigkeit [m/s]

Maßgeblich mitbestimmend für die Fluggeschwindigkeit ist der mittlere Auftriebsbeiwert  $c_{amG}$ . Für eine gute Streckenleistung wird man also beim Gleitflug beispielsweise den Auftriebsbeiwert mit der besten Gleitzahl wählen. Weicht man davon ab, so wird sowohl oberhalb als auch unterhalb dieses Optimums die Gleitzahl immer schlechter. In erster Näherung kann man dabei im Nahbereich des Optimalpunktes annehmen, dass die Abweichungen nicht all zu groß sind und etwa symmetrisch dazu liegen werden.

Beim Kraftflug weichen die Auftriebsbeiwerte vom Mittelwert während des Aufschlages nach unten und während des Abschlages nach oben ab. Man wird also ein gutes Ergebnis erzielen, wenn man den

Kraftflug- $c_a$ -Mittelwert etwa so groß wie beim Gleitflug wählt. Man kann außerdem annehmen, dass für die Kraftfluggeschwindigkeit die gleichen Gesetzmäßigkeiten wie im Gleitfluges gelten. Die Kraftfluggeschwindigkeit wird also in vorstehendem Falle etwa derjenigen im Gleitflug entsprechen.

Derartige Überlegungen können nur einen groben Anhaltspunkt für die Festlegung der Kraftfluggeschwindigkeit liefern. Bisherige Überprüfungen mit dem Rechenprogramm führen jedoch auch zu keinem grundsätzlich anderen Ergebnis.

Nun nimmt aber der Auftrieb quadratisch mit der Geschwindigkeit zu. Die Kraftfluggeschwindigkeit in Form des Geschwindigkeitsfaktors  $k_v$  lt. Gl. 2.30 ist daher im Rechenprogramm ein häufig verwendeter Variationsparameter. Man kann damit bei einem vorliegenden Auftriebsmangel relativ einfach ein Kräftegleichgewicht in z-Richtung erzielen. Dazu wird die Kraftfluggeschwindigkeit gegenüber der im Gleitflug einfach geringfügig erhöht. Die erforderliche Geschwindigkeitserhöhung liegen in der Regel unter zehn Prozent.

Solch geringe Geschwindigkeitsänderungen sind in der Flugpraxis mit bloßem Auge nicht mehr feststellbar. Man hat ja beim Fernsteuern sogar Probleme, mit dem Ornithopter überhaupt eine einigermaßen „richtige“ Fluggeschwindigkeit beizubehalten. Bei dem Versuch die Steiggrenzen auszuloten, gerät man immer wieder in den Bereich des Strömungsabrisses und damit zu einem Zusammenbruch von Auftrieb und Schub.

Im Zusammenhang mit der Fluggeschwindigkeit und der Schlagfrequenz führen gleich mehrer Möglichkeiten zu einem Schub- und meist auch zu einem Auftriebsmangel.

- Fliegt der Ornithopter mit hoher Schlagzahl und hart an der Grenze der maximal möglichen Flügelverwindung, so wird bei weiter steigender Schlagfrequenz die Flügelströmung abreißen. Schub und Auftrieb werden dadurch drastisch kleiner.
- Das gleiche passiert, wenn die Schlagfrequenz konstant bleibt und die Fluggeschwindigkeit immer kleiner wird. Auch in diesem Fall kommt es bei begrenzter Verwindung zu einem Strömungsabriss.
- Natürlich reicht auch bei „richtiger“ Fluggeschwindigkeit und zu kleiner Schlagfrequenz der Schub nicht aus.

Lässt also beim Fliegen mit dem Auftrieb die Steiggeschwindigkeit nach oder setzt gar ein Sinkflug ein, so ist zunächst unklar, ob wegen zu geringer Fluggeschwindigkeit oder wegen zu hoher bzw. zu niedriger Schlagfrequenz. Alle drei Möglichkeiten kommen in Betracht. Bei geringer Flughöhe reicht aber die Zeit meist nicht aus um alle Ausgleichsmöglichkeiten durchzuprobieren. Bis zur Erzielung eines stabilen Flugzustandes lässt die Flugleistung in jedem Falle deutlich nach.

Da man die ersten beiden Möglichkeiten bei hoher Fluggeschwindigkeit mit großer Wahrscheinlichkeit ausschließen kann, sollte man generell versuchen im oberen Geschwindigkeitsbereich zu fliegen.

Bei kleiner werdender Fluggeschwindigkeit wächst beim Abschlag die Neigung des Querkraftvektors nach vorne (Bild 1.2). Dadurch wird der Vortrieb zunächst größer. Gleichzeitig verringert sich aber die Zirkulation und damit die Größe der Querkraft. Insgesamt überwiegen laut Rechenmodell die Auswirkungen der Zirkulationsveränderung. Auch ohne Strömungsabriss wird also mit sinkender Fluggeschwindigkeit der Vortrieb kleiner.

Um weitere Details näher kennen zu lernen, betrachtet man in folgendem Bild einen größeren Geschwindigkeitsbereich in der Nähe des Kräftegleichgewichtes. Ausgehend von sehr hoher Geschwindigkeit ( $k_v=1,4$ ) nehmen bei fallender Geschwindigkeit Vortrieb und Widerstände immer weiter ab. Im Bereich hoher Geschwindigkeit wird aber die abnehmende Vortriebskraft durch die ebenfalls kleiner werdenden Widerstände mehr als ausgeglichen. Trotz fallender Vortriebskraft  $F_v$  wächst also in

diesem Bereich die Schubkraft  $F_S$  und erreicht bei etwa  $k_v=0,9$  ein Maximum. Unterhalb dieses Maximums überwiegt die Abnahme der Vortriebskraft und der Schub wird kleiner.

Berücksichtigt man zusätzlich den Restwiderstand des Modells  $F_{wr}$ , so bleibt auch unterhalb von  $k_v=0,9$  noch ein kleiner Anstieg der Kraftsumme in x-Richtung  $F_{x\Sigma}$  erhalten (siehe hierzu auch Bild 9.3 für den Steigflug).

Geht man vom Kräftegleichgewicht bei  $k_v=1,1$  aus (Kreis), so wird bei nur wenig fallender Fluggeschwindigkeit die Kraftsumme in x-Richtung  $F_{x\Sigma}$  zunächst geringfügig größer. Das Modell könnte dadurch wieder schneller werden und das Kräftegleichgewicht sich wieder einstellen. Dazu müsste aber gleichzeitig genügend Auftrieb bestehen bleiben. Dies ist leider nicht der Fall. Mit kleiner werdender Fluggeschwindigkeit fällt der Auftrieb drastisch ab (siehe Verlauf von  $F_{z\Sigma}$ ). Insbesondere die Kombination von geringer Schubzunahme und starker Auftriebsabnahme führt dazu, dass bei kleiner werdender Fluggeschwindigkeit das Modell fast zwangsläufig in den Sinkflug übergeht.

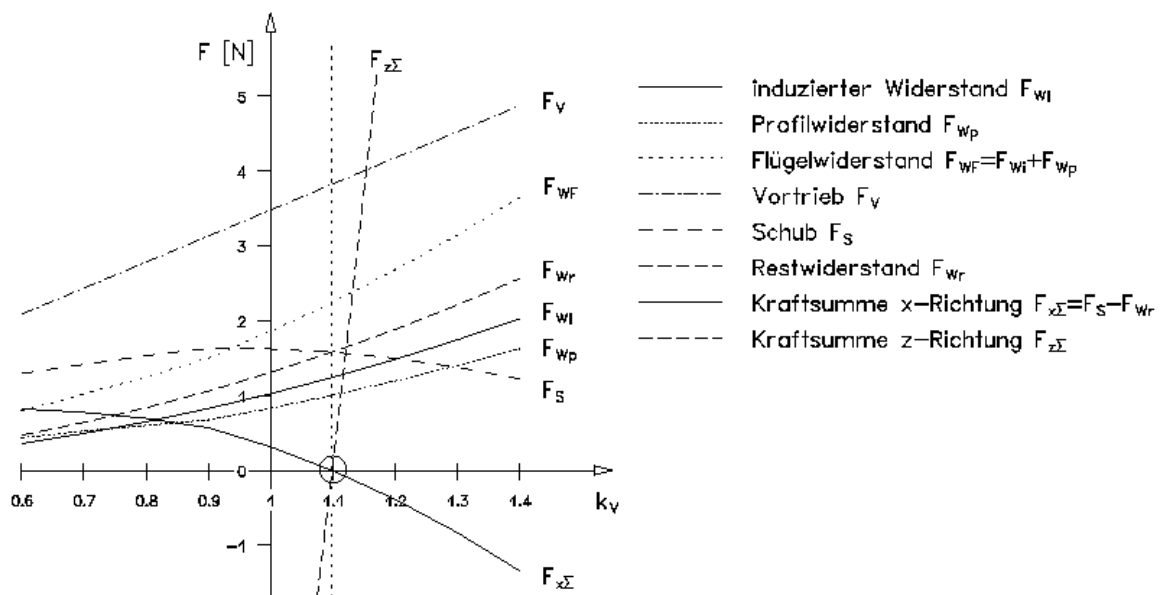


Bild 8.8 Mittlere Kräfte in x-Richtung, im horizontalen Kraftflug, im Nahbereich des Kräftegleichgewichts ( $k_v=1,1$ ) und davon abweichenden Fluggeschwindigkeit

Die bei kleiner werdender Fluggeschwindigkeit absinkende Zirkulation führt außerdem dazu, dass auch die Umfangskraft am Flügel kleiner wird. Unter Beibehaltung der Antriebseinstellung und der vorgegebenen Zirkulationsverteilungen wird dies in der Praxis – anders als im Rechenmodell – dazu führen, dass der Abschlag schneller und bei Verwendung von Kompensationsfedern der Aufschlag langsamer wird als vorher. Diese Vergrößerung des Taktzeitverhältnisses führt zusätzlich zu einer Verringerung des Modellauftriebsimpulses.

Dazu muss gesagt werden, dass als Ausgangssituation für vorstehendes Bild das Rechenmodell im stationären Horizontalflug fliegt. Dadurch hat der Hangabtrieb keinen Einfluss. Im Horizontalflug liegt er konstant bei Null. Geht man dagegen von einem stationären Steigflug aus, so bleibt im Rechenprogramm die Steiggeschwindigkeit konstant. Aus einer z.B. abfallenden Kraftfluggeschwindigkeit folgt dann ein größerer Flugbahn-Steigungswinkel und ein ebensolcher Hangabtrieb. Dieser verfälscht womöglich etwas die Rückschlüsse, die man aus dem sonst ähnlichen Rechenergebnis zieht. In Bild 9.3 ist es zum Vergleich dargestellt.

Wie man dem Bild 9.3 entnehmen kann, zeigt dort die Kraftsumme in x-Richtung  $F_{x\Sigma}$  bei Variation der Fluggeschwindigkeit ein deutliches Maximum bei  $k_v=1$ . Unter- oder überschreitet der Ornithopter diese

optimale Fluggeschwindigkeit, so wird die Kraftsumme – oder vereinfacht gesagt der Schub – kleiner. Nur bei einem Arbeitspunkt deutlich oberhalb der optimalen Fluggeschwindigkeit könnte man von stabilen Flugbedingungen ausgehen. Im Interesse der Schuberzeugung wurde aber der Arbeitspunkt in die Nähe des Optimalpunktes gelegt ( $k_v=1,09$ ). Dies ist gleichbedeutend mit einem labilen Flugzustand. Dieser Zusammenhang trägt vermutlich in besonderem Maße zu vorstehend geschilderten Flugproblemen bei.

Im Leistungsdiagramm von verschiedenen kleinen und großen Vögeln hat Vance Tucker (Nachtigall, 1977; Tennekes, 1997) einen analogen Zusammenhang von Flugleistung und Fluggeschwindigkeit festgestellt. Bei der Variation der Fluggeschwindigkeit zeigt die Leistungskurve der Vögel ein deutliches Minimum. Tucker erklärt es – allerdings bei Versuchsbedingungen mit Aufrechterhaltung des Kräftegleichgewichts – durch einen zur Fluggeschwindigkeit gegenläufigen Anstieg von Reibungs- und induziertem Widerstand. Dieser ist hier nicht erkennbar. Mit welchen aerodynamisch relevanten Gegenmaßnahmen die Versuchsvögel auf die Fluggeschwindigkeitsänderungen reagierten, darüber sagt Tucker leider nichts aus. Schlagflügler die in starkem Maße mit dem Schub fliegen sind ja in der Lage, zumindest einen Teil der erforderlichen Anströmgeschwindigkeit selbst zu erzeugen. Besonders ausgeprägt praktizieren dies z. B. Kolibris (Hertel, 1963) im Schwebflug auf der Stelle.

Noch ein Unsicherheitsfaktor spielt bei der Einstellung der Kraftfluggeschwindigkeit vielleicht eine Rolle. Es ist die Stabilisierungswirkung der Einstellwinkeldifferenz (EWD) zwischen Flügel und Höhenleitwerk. Bei meinen Ornithopterkonstruktionen setze ich einfach voraus, dass sich der gewünschte mittlere Auftriebsbeiwert des Kraftfluges mit Hilfe des Höhenleitwerks ebenso einstellen und stabilisieren lässt, wie man das von Tragflügelmodellen her kennt. Dies ist jedoch keineswegs sicher gegeben. Die Stabilisierungswirkung der EWD beruht ja bei Tragflügelmodellen auf einem konstanten Auftriebsgradienten und einem sich linear ändernden Auftriebsbeiwert. Beim Schlagflügel sind diese Bedingungen nicht immer gegeben. Sie arbeiten zeitweise an der Grenze des zulässigen  $c_a$ -Bereiches, so dass kaum Trimm- und Stabilisierungsspielräume zur Verfügung stehen.

Zumindest im Gleitflug müssten verwindungselastische Schlagflügel aber eigentlich einen sehr hohen Stabilisierungsgrad um die Querachse aufweisen. Sie verringern ja bei einem plötzlichen Auftriebsanstieg – z.B. durch eine Böe von unten – den Einstellwinkel und unterstützen so die Stabilisierungswirkung des Höhenleitwerks.

Bei meinen Modellen spielen vorstehende, sicher noch nicht zu Ende gedachte Zusammenhänge, wahrscheinlich eine bedeutende Rolle. Sie sind aber leider sehr komplex, da an nur einem Bauteil - dem Schlagflügel - Auftrieb, Schub und Widerstand gleichzeitig erzeugt werden. In der unkontrollierten Fluggeschwindigkeit vermute ich aber einen Grund für die generell relativ kurzen Kraftflugzeiten meiner Ornithopter. Die längsten Kraftflugphasen dauerten nur wenig länger als eine Minute. Spätestens dann musste immer wieder wegen instabiler Flugzustände auf den Gleitflug zurück geschaltet werden - oder es folgte eine der üblichen „Punktlandungen“. Eine Lösung des Problems wird in der Einführung eines Regelkreises zwischen Schlag- und Fluggeschwindigkeit gesehen.

## 8.7 Rumpf-Pendelbewegung

Der periodisch schwankende Auftrieb führt zu einer schwingenden Auf – und Abbewegung der Flugmodellmasse. Der Schwerpunkt des Gesamtmodells wird sich also auf einer vertikal pendelnden Flugbahn bewegen. Diese Vertikalbewegung lässt sich aber leider nicht ohne weiteres aus den hier beschriebenen Zirkulationsstärken von Auf- und Abschlag berechnen. Mit der Auf- und Abbewegung des Gesamtschwerpunktes bewegen sich ja auch die Flügel mit. Dadurch entsteht eine zusätzliche vertikale Anblaskomponente, die sich auf den Anstellwinkel auswirkt. Über den Anstellwinkel wird wiederum der

Auftrieb beeinflusst. Dies ist gleichbedeutend mit einer Kopplung von Vertikalbewegung und Vertikalkräften. Lässt man der Einfachheit halber die Phasenverschiebung zwischen Kraft- und Wegverlauf zunächst unberücksichtigt, so führt beispielsweise ein größer werdender Auftrieb zu einer ansteigenden Flugbahn und damit zu einer Reduzierung des Anstellwinkels. Es wird sich zwar weiterhin ein Anstieg der Flugbahn einstellen, aber eben kleiner als dies ohne Gegenkopplung der Fall wäre.

Daneben wird die Vertikalbewegung des Modells auch noch durch die innerhalb des Modellsystems wirkenden Teilmassenträgheitskräfte beeinflusst. Das fliegende Modell ist ja bezüglich dieser Kräfte ein geschlossenes System. Wenn sich also beispielsweise die Teilmasse „Schlagflügel“ noch oben bewegt, muss sich eine andere Teilmasse - beispielsweise der Rumpf - nach unten bewegen. Der Gesamtschwerpunkt des Modells bleibt, im Gegensatz zu seinen bewegten Teilmassen, in vertikaler Richtung unbeweglich.

Die Berechnung der verschiedenen Vertikalbewegungen lässt sich zwar sicher lösen. Sie ist aber nicht ganz einfach. In der Literatur gibt es dazu einige Hinweise (Hewitt, 1985). In der Praxis lassen sich durch Beobachtung auch die Wirkungen der Flügelmassenbeschleunigung auf den Rumpf nicht von denjenigen des schwellenden aerodynamischen Auftriebes unterscheiden. Dazu sind diese Einzelbewegungen zu klein. Da meine bisherigen Ornithopter auch ohne besondere Maßnahmen nur relativ geringe Auf- und Abbewegungen zeigten, habe ich sie auch nicht weiter theoretisch untersucht.

Aus nachstehender Bilderserie, die originalgetreu aneinander gesetzt wurde, kann man ablesen, dass die gesamte Vertikalbewegung des Rumpfes knapp dem Rumpfdurchmesser entspricht. Daraus folgt einer Pendelbewegung um die Mittellage von ca.  $\pm 7$  cm.



Bild 8.9 Vertikalbewegung des Modells EV7 am Beispiel einer Bilderserie

Aus der bekannten Rumpflänge und der Kamera-Bildfrequenz lässt sich außerdem der Flugweg und daraus wiederum die Fluggeschwindigkeit ermitteln. Die Kraftfluggeschwindigkeit betrug demnach in der aufgenommenen Flugsituation etwa 12,1 m/s und die Dauer einer Schlagperiode ca. 1,2 sec. Es wird außerdem angenommen, dass es sich nicht um einen Steigflug sondern um einen Horizontalflug handelt. Die leicht ansteigende Mittellinie ergibt sich durch die Perspektive.

Diese Ergebnisse weichen zum Teil deutlich von den theoretischen Daten des EV7 ab. Dieser Ornithopter sollte mit 12,4 m/s sowie einer Schlagperiodendauer von 0,6 sec fliegen und dabei mit 0,3 m/s steigen.

Der geringe Unterschied der Fluggeschwindigkeiten lässt sich vielleicht noch auf Windeinfluss während der Aufnahmen zurückführen. Der Unterschied zwischen theoretischer und praktischer Schlagperiodendauer ist aber schon gravierend. Die Tendenz zu einer in der Praxis deutlich verlängerten Schlagperiode wird jedoch durch andere Beobachtungen vor Ort bekräftigt. Trotzdem reagierte das Modell bei einer gezielten Erhöhung der Schlagfrequenz nur mit einem Sinkflug.

Dieses Verhalten ist mit großer Wahrscheinlichkeit auf die zu geringe Flügelverwindung meiner Ornithopter im Bereich der Flügelspitze zurückzuführen (siehe Fotos). Dadurch werden dort die maximal möglichen Zirkulationsveränderungen schon bei relativ kleinen Schlaggeschwindigkeiten erreicht. Die theoretisch geforderten Kräfte in z-Richtung liegen dann zwar in etwa vor – wenn auch in veränderter Verteilungsform. Der gleichzeitig erzielte Schub reicht aber nur für einen Horizontalflug aus. Steigert

man nun die Schlaggeschwindigkeit, so reißt die Strömung ab und sowohl Auftrieb als auch Schub brechen zusammen. Vielleicht wird dieses Verhalten auch noch durch zu optimistisch angesetzte Profildaten unterstützt.

Es besteht also bei meinen Modellen die Aufgabe, die Flügelverwindung an der Flügelspitze zu vergrößern und sie besser an die theoretischen Vorgaben anzupassen (s. Bild 6.12). Die hier in der Fotodokumentation auf den Fotos 6 und 7 abgebildeten, aufgefächerten Flügelspitzen waren ein noch nicht ganz überzeugendes Experiment in diese Richtung.

## 8.8 Neigung der Schlagebene

Die Schlagebene ist eine gedachte Ebene, welche die y-Achse des Schlagflügels während der Schlagbewegung überstreicht. Eine Neigung der Schlagebene kann auf zweierlei Weise erzielt werden. Entweder man neigt die Schlagachse gegenüber der Rumpfachse, d. h. die Neigung erfolgt konstruktiv. Oder Rumpf- und Schlagachse liegen parallel zueinander und man neigt während des Fluges die Rumpfachse. In letzterem Falle wird die Neigung der Schlagebene sozusagen erflogen. Der Unterschied der beiden Verfahren liegt im Verhalten des Anstellwinkels. Bei der erflogenen Neigung der Schlagebene ändert sich der Anstellwinkel mit, bei der konstruierten Neigung nicht. In folgendem wird nur letztere behandelt.

Projiziert man bei großen Vögeln die Bahnlinie der Flügelspitze auf die x-z-Ebene des Vogelkörpers, so verläuft diese Bahnlinie nicht immer senkrecht zur x-Achse. Stattdessen beschreibt sie – zumindest in grober Näherung – eine mehr oder weniger schlanke Ellipse, deren lange Achse beim Abschlagen meist von oben-hinten nach unten-vorn verläuft – und beim Aufschlag umgekehrt.

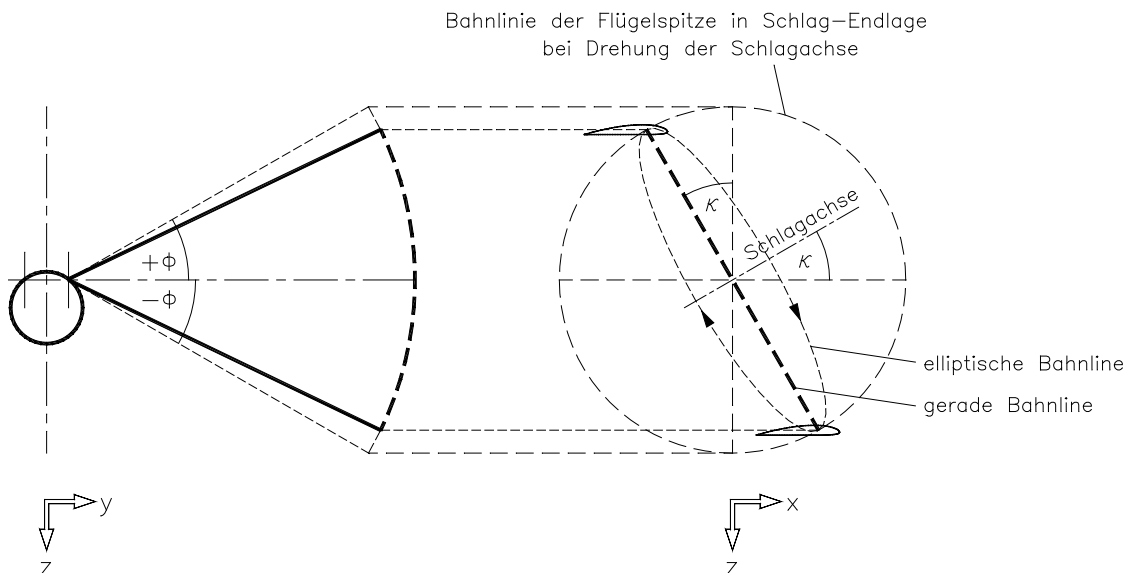


Bild 8.10 Neigung der Schlagebene durch die konstruierte Neigung der Schlagachse

Vereinfacht man diese Bewegung und macht die kleine Ellipsenachse zu Null, so bleibt nur noch die geradlinige Bewegung von oben-hinten nach unten-vorn übrig. Die dabei vernachlässigte, zusätzliche Vorwärts-Rückwärtsbewegung der elliptischen Bahn stellt sich bei Ornithoptern allerdings automatisch ein. Sie ergibt sich aus dem wechselnden Schub und der Holmelastizität. Sie hat vermutlich geringfügige aerodynamische Vorteile.

Bei Beginn des Abschlages wird die Anströmgeschwindigkeit durch die zusätzliche Vorwärtsbewegung der Flügelspitze erhöht. Der Zirkulationsanstieg wird daher stärker und das Zirkulationsmaximum schneller erreicht sein. Am Ende des Abschlages werden womöglich durch die Rückwärtsbewegung der

Flügelspitze die gebundenen Wirbel - bevor sie wegschwimmen - längere Zeit im Bereich der Flügeltiefe gehalten und dadurch besser genutzt. Diese Auswirkungen der elliptischen Bahnlinie sind aber nur Vermutungen. Rechnerisch überprüft wurde bisher nur die Schräglage der Bahnlinie.

Einige wesentliche Auswirkungen der Schlagebenenneigung sind aus folgendem Bild ersichtlich. Dort sind die Geschwindigkeiten an einem Ort des Handflügels dargestellt. Primär liegt die Kraftfluggeschwindigkeit  $v_K$  und die mit dem Neigungswinkel  $\kappa$  (Kappa) gedrehte Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$  vor. Daraus resultierend die Bahngeschwindigkeit  $v_b$  bzw. die entgegen gesetzte, effektive Anströmgeschwindigkeit  $v_e$  des Profils.

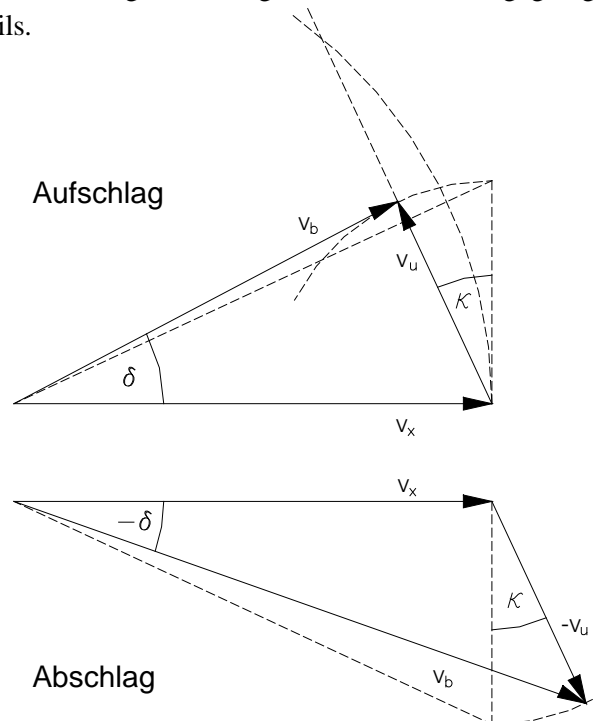


Bild 8.11 Geschwindigkeiten an einem Ort des Flügels bei Neigung der Schlagebene

Das Gedankenexperiment beginnt zunächst mit der Aufschlag-Umfangsgeschwindigkeit  $v_u=0$ .

- Die Bahngeschwindigkeit entspricht in diesem Falle der Fluggeschwindigkeit  $v_x$ .
- Als nächstes stellt man sich eine sehr kleine Umfangsgeschwindigkeit vor. Die Bahngeschwindigkeit  $v_b$  wird dadurch kleiner.
- Wird die Schlaggeschwindigkeit etwa in der Größe wie dargestellt variiert, finden kaum noch Veränderungen der Bahngeschwindigkeit statt. Die Bahngeschwindigkeit  $v_b$  ist kleiner als die Fluggeschwindigkeit  $v_x$ .
- Vergrößert man die Umfangsgeschwindigkeit deutlich darüber hinaus, so beginnt auch beim Aufschlag die Bahngeschwindigkeit mit der Umfangsgeschwindigkeit zu wachsen.

Im dargestellten Beispiel wird die Bahngeschwindigkeit  $v_b$  durch die Schlagbewegung beim Abschlag größer und beim Aufschlag kleiner als die Fluggeschwindigkeit  $v_x$ . Beim Aufschlag ist die Veränderungsrichtung aber nicht einheitlich. Den Wandel der Bahngeschwindigkeitsänderungen kann man sich aber an Hand des obigen Vektorbildes leicht vorstellen.

Die anfängliche Verkleinerung der Bahngeschwindigkeit  $v_b$  lässt sich durch bestimmte Kombinationen von Schlagebenenneigung und Umfangsgeschwindigkeiten besonders fördern. Es ist dabei sogar möglich, dass beim Aufschlag die Anströmgeschwindigkeit an der Flügelspitze derjenigen an der Flügelwurzel

entspricht - oder gar kleiner ist. Die betreffenden Parameter-Kombinationen erfordern jedoch recht extreme Werte.

Setzt man beim Rechenmodell z.B. den Wert von  $\kappa=5$  Grad ein, so wird die Bahngeschwindigkeit an der Flügelspitze infolge der Aufschlagbewegung durch die positive Neigung der Schlagebene nur geringfügig kleiner. Durch die kleinere Anströmgeschwindigkeit wird der Profilwiderstand geringfügig reduziert. Die beim Aufschlag an der Flügelspitze sowieso schon schwache Zirkulation geht dadurch noch weiter zurück. Der Einfluss der Schlagebenenneigung auf die Kräfte des Aufschlages ist insgesamt relativ klein.

Die Veränderungen beim Abschlagen sind dagegen deutlich. Durch die Neigung der Schlagebene wird die Anströmgeschwindigkeit insbesondere im Handflügelbereich größer. Quadratisch mit der Anströmgeschwindigkeit steigt die dort schon große Zirkulation weiter kräftig an. Die damit verbundenen positiven Kraftveränderungen erhält man, ohne den  $c_a$ -Arbeitsbereich des Profils zusätzlich zu beanspruchen.

Mit der Neigung der Schlagebene ändert sich aber auch der Neigungswinkel  $\delta$  der Bahnlinie. Beim Aufschlag steigt dieser Winkel - jedenfalls in der in Bild 8.11 dargestellten Situation - zunächst geringfügig an und wird dann kleiner ( $v_b$  entlang Kreisbogen von  $v_u$ ). Beim Abschlagen wird er, zumindest bei positivem Neigungswinkel der Schlagebene, immer kleiner. Wie aus Bild 1.2 ersichtlich hat aber die Verringerung des Bahnlinien-Neigungswinkels  $\delta$  negative Auswirkungen auf den Vortrieb. Bei  $\kappa=90$  Grad und demzufolge  $\delta=0$  entsteht überhaupt kein Vortrieb mehr. Dies kann man sich auch an Hand von Bild 8.10 vergegenwärtigen. Wird der Flügel beim Schlagen nur noch vorwärts und rückwärts bewegt, so wird mit der Schlagbewegung nur noch der Auftrieb beeinflusst.

Aus Vorstehendem kann man folgern, dass zwischen Null und +90 Grad Schlagebenenneigung ein Maximum für die Schubzeugung liegen wird. Konkretere Aussagen dazu lassen sich aber nur aus entsprechenden Berechnungen ableiten. Folgende Beschreibungen werden dabei verwendet.

$$\text{Anströmgeschwindigkeit} \quad v_{e(y)} = \sqrt{v_K^2 + v_{u(y)}^2 - 2 \cdot v_K \cdot v_{u(y)} \cdot \sin \kappa \cdot \cos \phi_{(t)}} \quad (8.8)$$

$$\text{Bahnneigungswinkel} \quad \delta_{(y)} = a \sin \left( \frac{v_{u(y)}}{v_{e(y)}} \cdot \sqrt{1 - \cos^2 \phi_{(t)} \cdot \sin^2 \kappa} \right) \quad (8.9)$$

$$\text{Schlagmoment} \quad M_{S(y)} = y \cdot (F_{AF(y)} \cdot \cos \kappa + [F_{Wix(y)} + F_{Wpx(y)}] \cdot \sin \kappa) \quad (8.10)$$

$$\text{Flügelantriebsleistung} \quad P_{(t)} = M_{S(t)} \cdot \omega_{(t)} \quad (8.11)$$

$$\text{Akku-Energie} \quad E_{\text{Batt}} = U \cdot n_{\text{Batt}} \cdot \text{Kap} \cdot 3600 \quad [\text{Ws}] \quad (8.12)$$

$$\text{Kraftflugdauer} \quad t_K = \frac{E_{\text{Batt}} \cdot \eta_A}{P} \quad (8.13)$$

Unter den Rahmenbedingungen des Rechenmodells wurde dazu die Neigung der Schlagebene zwischen  $-30^\circ$  und  $+30^\circ$  variiert und das Ergebnis in den beiden nachstehenden Diagrammen dargestellt.

Das nächste Diagramm zeigt die ausgewählten Variationsparameter, die dann zu den weiteren Ergebnissen führen. Da ist zunächst die Zirkulationskennzahl des Abschlages (die des Aufschlages wird bei  $c_{\Gamma I}=0$  konstant gehalten). Sie wird automatisch bei jedem Neigungsschritt - im Rahmen des Profilarbeitsbereiches - so groß wie nur irgend möglich gewählt.



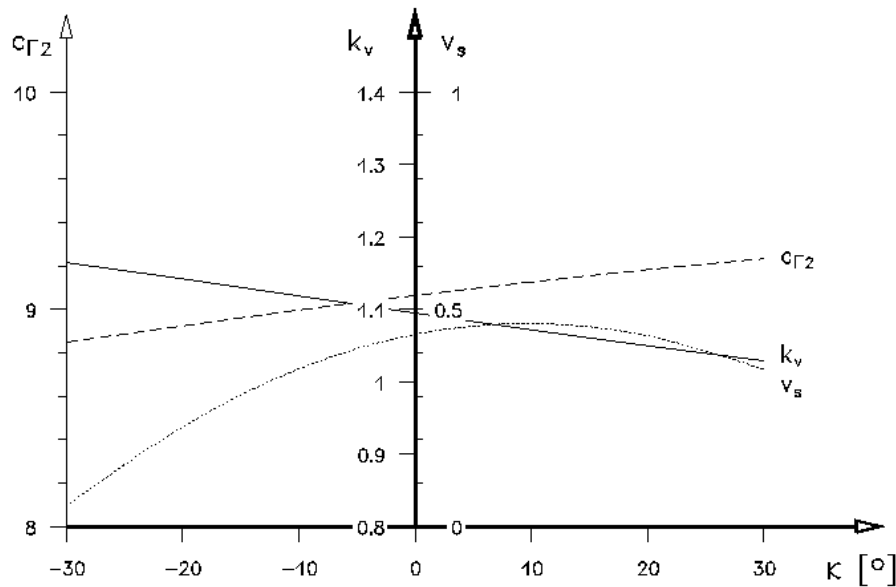


Bild 8.12 Die Veränderungen der Zirkulationskennzahl  $c_{\Gamma 2}$  des Abschlages und die Variablen zur Herstellung des Kräftegleichgewichts, bei Neigung  $\kappa$  der Schlagebene.

Variable	in z-Richtung:	Steiggeschwindigkeit $v_s$
	in x-Richtung:	Fluggeschwindigkeitsfaktor $k_v$

Wie man sieht, kann die Zirkulationskennzahl mit zunehmender Schlagebenenneigung immer weiter gesteigert werden. Dies bedeutet eine zunehmende Vergrößerung und Verlagerung der Zirkulation zur Flügelspitze hin. Im Handflügelbereich kann sie, infolge der dort relativ starken Neigung des Querkraftvektors, besonders effektiv in Vortrieb bzw. Schub umgewandelt werden. Mit der jeweils maximierten Zirkulationskennzahl wird anschließend ein Kräftegleichgewicht in x- und z-Richtung gesucht.

Als Variationsparameter wurde für das Gleichgewicht in x-Richtung die Steiggeschwindigkeit  $v_s$  und für das Gleichgewicht in z-Richtung der Fluggeschwindigkeitsfaktor  $k_v$  gewählt. Ein wesentliches Resultat dabei ist, dass die Steiggeschwindigkeit des Kraftfluges  $v_s$  das erwartete Maximum der Schuberzeugung zeigt. Es liegt bei dem Schlagflügelbeispiel bei einem Bahnneigungswinkel  $\kappa$  von etwa +10 Grad. Das Maximum ist allerdings relativ schwach ausgeprägt. Gegenüber  $\kappa=0$  wird nur eine Erhöhung der Steiggeschwindigkeit um ca. 5 cm/s erzielt.

Gleichzeitig geht aus dem folgenden Bild der Flugdaten hervor, dass diese Erhöhung nicht umsonst zu haben ist. Zusammen mit der Steiggeschwindigkeit muss die mittlere Kraftflugleistung  $P_K$  erhöht werden. Trotzdem ist die mit einer bestimmten Energiemenge erzielbare Steighöhe  $h_s$  des Ornithopters bei einer Schlagebenenneigung von +10 Grad am größten.

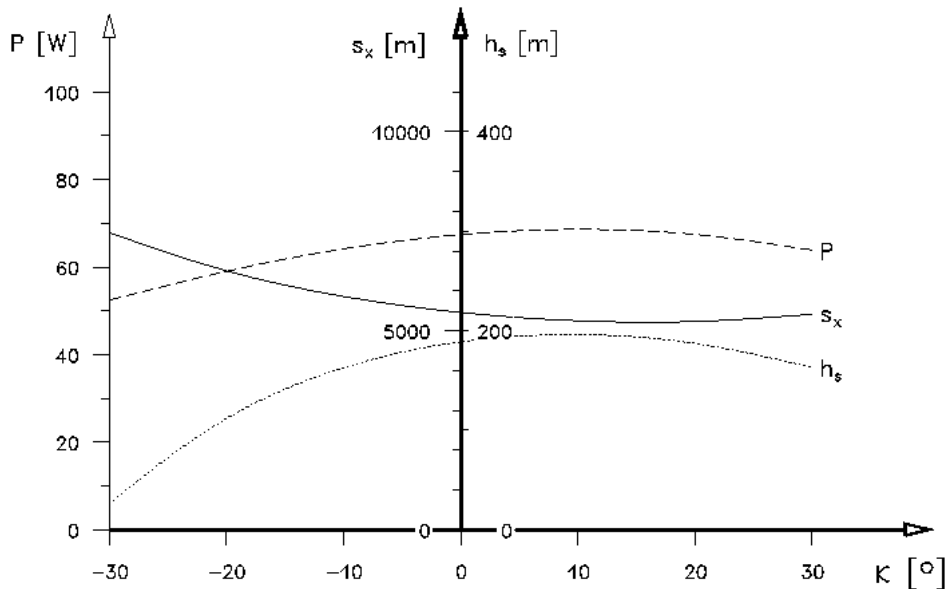


Bild 8.13 Flugstrecke  $s_x$  und -Höhe  $h_s$  sowie mittlere Flügelantriebsleistung  $P$  bei Variation der Neigung der Schlagebene.

In umgekehrter Weise wie sich die Steighöhe  $h_s$  vergrößert, verringert sich allerdings die Flugstrecke  $s_x$ . Die Flugzeit wird ja mit zunehmender Kraftflugleistung immer kleiner. Die Streckenleistung wird außerdem durch Veränderungen der Fluggeschwindigkeit beeinflusst.

Wie man Bild 8.12 entnehmen kann, muss zur Aufrechterhaltung des Kräftegleichgewichts der Geschwindigkeitsfaktors  $k_v$  an die veränderte Abschlag-Zirkulationskennzahl angepasst werden. Die Kraftfluggeschwindigkeit und die Flugstrecke  $s_x$  (Bild 8.13) werden dabei mit abnehmender Neigung der Schlagebene immer größer. Dies ist zur Erzielung großer Streckenleistungen vorteilhaft.

Warum Vögel zur Überwindung großer Entfernungen nicht vermehrt die negative Neigung der Schlagebene, also die Bewegung von oben-vorne nach unten-hinten anwenden, lässt sich an Hand vorstehender Bilder nicht ohne weiteres beantworten. Zusätzlich wird ja auch noch die Antriebsleistung immer kleiner. Man muss allerdings in Betracht ziehen, dass womöglich die Auswirkungen anderer, hier nicht dargestellter Parameter eine Rolle spielen. Auch wurden noch längst nicht alle möglichen Rechengänge untersucht. Außerdem liegen meines Wissens dem Rechenergebnis widersprechende Beobachtungen der Schlagebenenneigung nur vom Streckenflug kleiner Vögel vor.

Der bautechnische Aufwand des Ornithopterantriebs erhöht sich bei einer konstruierten Neigung der Schlagebene infolge des „schiefen“ Einbaus des Antriebs in den Rumpf deutlich. Ob es sich angesichts der geringen Flugleistungsunterschiede überhaupt lohnt mit einer Schlagebenenneigung zu arbeiten ist im Einzelfall zu prüfen. Die Entscheidung wird aber womöglich durch eine Neigungseigenschaft positiv beeinflusst, die bisher noch nicht angesprochen wurde. Es handelt sich dabei um die konstruktive Gestaltung des Rumpf-Flügel-Übergangs.

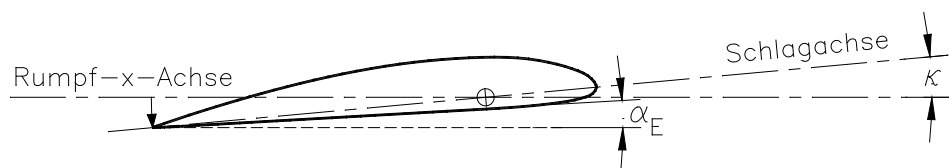


Bild 8.14 Gleiche Höhenlage von Profilhinterkante und Schlagachse am Flügel-Rumpf-Übergang durch Neigung der Schlagebene

In der Regel liegt in diesem Bereich die Profilhinterkante infolge des Einstellwinkels  $\alpha_E$  deutlich unterhalb der Profilnase. Durch die Neigung der Schlagebene lässt sich die Schlagachse in Höhe der Flügelhinterkante legen. Auf diese Weise wird während der gesamten Schlagbewegung ein spaltloser und strömungsgünstiger Flügelanschluss an den Rumpf ermöglicht. Insbesondere dieser Vorteil hat mich bei einigen meiner Schlagflügelmodelle bewogen die positive Neigung der Schlagebene anzuwenden.

Die hier gezeigten Rechenergebnisse und Diagramme bei einer Neigung der Schlagebene sind allerdings mit Vorsicht zu betrachten. Bei einer Neigung der Schlagebene ändert sich mit dem Schlagwinkel auch der Einstellwinkel an der Flügelwurzel. Man kann sich das leichter vorstellen, wenn man für den Schlagwinkel einen großen Wert einsetzt. Die Neigung der Schlagebene soll beispielsweise dem Einstellwinkel an der Flügelwurzel entsprechen, also einen Wert von etwa  $+5^\circ$  haben. Wenn man nun den Flügel um  $90^\circ$  nach oben schlägt, so wird der Einstellwinkel gegenüber der anströmenden Luft zu Null. Das gilt auch bei einer Schlagbewegung nach unten. Ein Aufrichten des Rumpfes gegenüber der Flugrichtung hat die gleiche Wirkung.

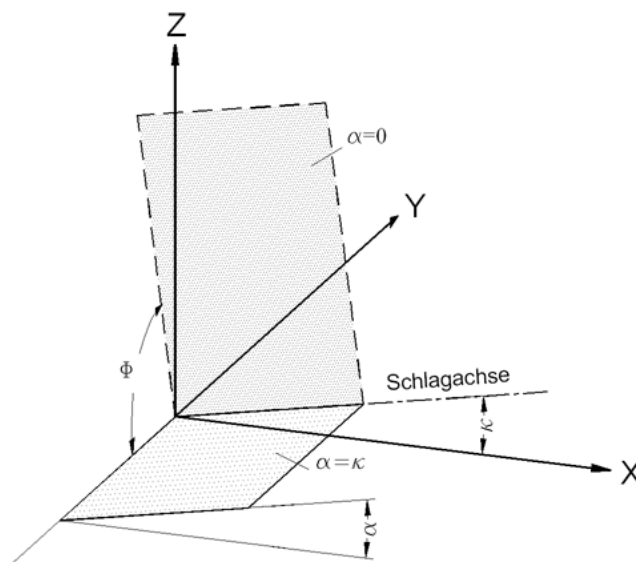


Bild 8.15 Beispiel für die Abhängigkeit des Anstellwinkels  $\alpha$  vom Schlagwinkel  $\phi$  bei einer Neigung der Schlagebene (hier mit  $\alpha=\kappa$  sowie  $\phi=0^\circ$  und  $\phi=+90^\circ$ ).

Man kann den Einfluss der Schlagebenenneigung auf den Anstellwinkel weiter modifizieren, indem man zum Beispiel die Schlagachse vorne zum Rumpf nach innen neigt. In der Flügelstellung nach oben wird dann der Anstellwinkel größer - in der Flügelstellung nach unten jedoch kleiner. Bei einer Neigung der Schlagachse nach außen kehrt sich dieses Verhalten um.

Den hier verwendeten Gleichungen für die Zirkulationsbeschreibung liegt ein konstanter Anstellwinkel an der Flügelwurzel zugrunde. Verändert sich dieser Anstellwinkel, so sind die Gleichungen nicht mehr gültig (Gl. 2.4 zusammen mit Gl. 2.30 bzw. 2.32). Das hier verwendete Rechenmodell kann also die Veränderungen der Zirkulation bei einer Neigung der Schlagebene nicht beschreiben. Nur bei kleinen Neigungswinkeln lassen sich Tendenzen der Veränderungen erkennen.

## 9 Kräftegleichgewichte

Wenn beim stationären Flug eines Ornithopter von Kräftegleichgewichten die Rede ist, so handelt es sich eigentlich um Impulsgleichgewichte. Dies sind Gleichgewichte von Produkten aus Kraft  $\times$  Zeit, wobei die einzelnen Kräfte in ihrer Größe zeitlich veränderlich sind. Die Impulsbetrachtung ist jedoch wenig anschaulich. Man ist gewohnt in Kraftgrößen zu denken. Die verschiedenen Kraftimpulse werden daher zweckmäßig in Kraftmittelwerte umgerechnet, deren Größe während einer Schlagperiode konstant ist. Bei dieser Betrachtungsweise kann man dann durchaus wieder von einem Gleichgewicht der Kräfte sprechen.

Schon bei den Vorüberlegungen zur Ornithopterkonstruktion, ist es vorteilhaft abschätzen zu können, wie stark der Ornithopter - ausgehend vom stationären Flug - auf verschiedenen Veränderungen reagieren wird. Um davon zumindest theoretisch einen Eindruck zu bekommen, wurden nachstehende Diagramme erstellt. Sie zeigen die Veränderungen der Kraftsummen in x- und z-Richtung bei Variation eines Eingangsparameters im Nahbereich des Kräftegleichgewichts (Durchgang durch die waagrechte Diagrammachse). Dabei stehen hier aber nicht so sehr die absoluten Veränderungen im Vordergrund, sondern in erster Linie die relativen Änderungen der verschiedenen Ergebnisse untereinander. Dazu wurden zumindest auf der senkrechten Achse der Diagramme gleiche Maßstäbe gewählt. Ein Vergleich der verschiedenen Funktionssteigungen zeigt, welchen Parameter man am besten ändert, um Schub und Auftrieb in gewollter Weise zu beeinflussen.

Bei der Beurteilung ist zu beachten, dass im Rechenprogramm immer nur der betreffende Parameter variiert wird. In der Praxis folgen aber aus einer Änderung meist weitere. Wenn also beispielsweise der Schlagwinkel vergrößert wird, so wird sich in der Praxis auch die Dauer der Schlagperiode verlängern. Im Rechenmodell ist dies nicht der Fall.

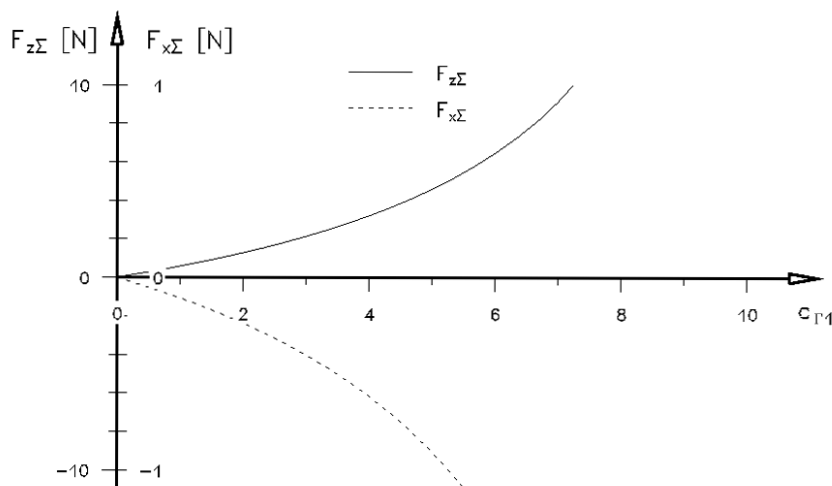
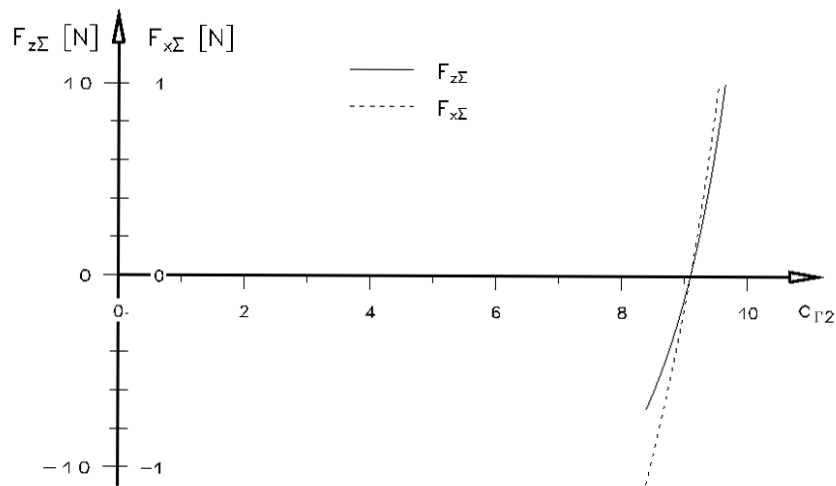
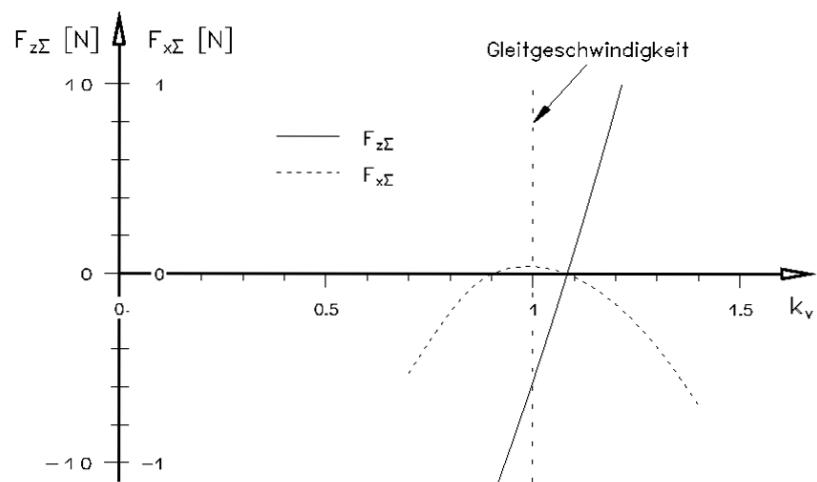
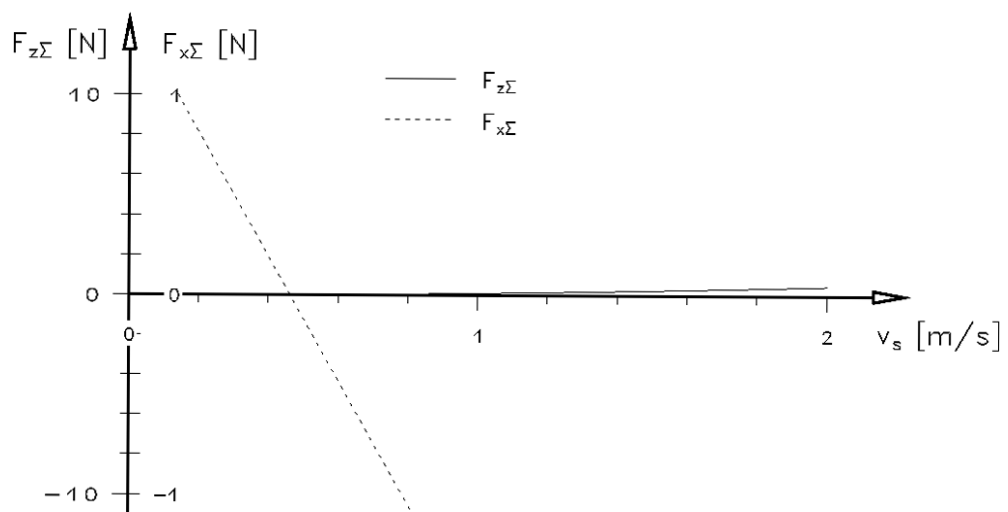
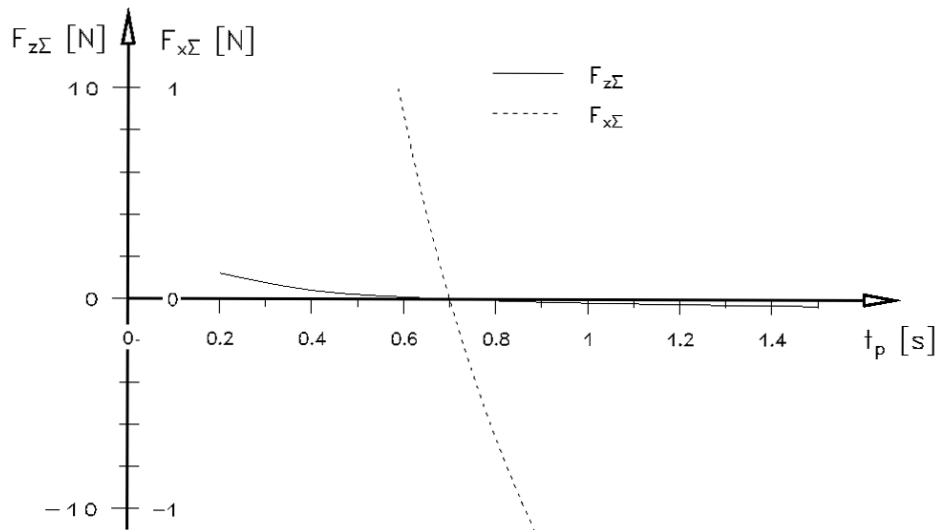
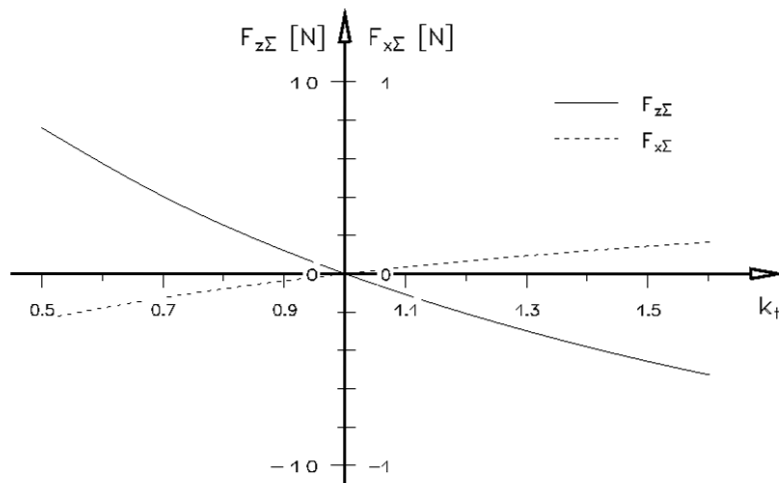
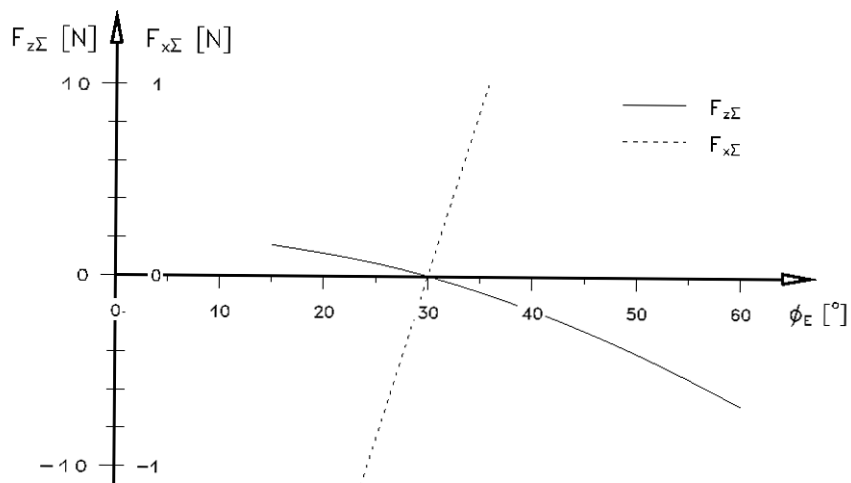


Bild 9.1 Variation der Zirkulationskennzahl des Aufschlags  $c_{\Gamma 1}$

Bild 9.2 Variation der Zirkulationskennzahl des Abschlages  $c_{\Gamma 2}$ Bild 9.3 Variation des Geschwindigkeitsfaktors  $k_v$  ( $v_K/v_G$ )Bild 9.4 Variation der Steiggeschwindigkeit im Kraftflug  $v_s$

Bild 9.5 Variation der Schlagperiodendauer  $t_p$ Bild 9.6 Variation des Schlagzeitverhältnisses  $k_t$  ( $t_1/t_2$ )Bild 9.7 Variation des Schlag-Endlagenwinkels  $\phi_E$

Die in den ersten beiden Bildern 9.1 und 9.2 dargestellten Auswirkungen verschiedener Zirkulationskennzahlen auf das Kräftegleichgewicht wird man insbesondere bei der Optimierung des Horizontalfluges ausloten. Beim Steigflug dagegen muss man immer bemüht sein, die Profildaten möglichst voll auszunutzen. Als Variationsparameter für maximale Steigleistungen kommen die Zirkulationskennzahlen daher kaum in Betracht.

Um in der Flugpraxis ein Kräftegleichgewicht in z-Richtung zu finden, ist – wie aus Bild 9.3 erkennbar - die Veränderung des Geschwindigkeitsfaktors  $k_v$  gut geeignet. Bei genügend Schubreserven lässt sich auch noch das Schlagzeitverhältnis von Bild 9.6 zur Gleichgewichtsfindung verwenden.

Das Schubgleichgewicht dagegen wird – je nach Aufgabenstellung - am besten durch die Schlagperiodendauer oder die Steiggeschwindigkeit eingestellt (s. Bild 9.4 und 9.5). Nur bei Verwendung geeigneter Antriebe kommt auch noch der Endlagenwinkel von Bild 9.7 dafür in Betracht.

## Anhang

### A Rechenmodelldaten

Auf der Grundlage der vorstehend aufgeführten Gleichungen wurde ein Rechenprogramm für gerade Schlagflügel unter quasistationären Bedingungen entwickelt. Die Berechnung der Flügelkräfte erfolgt dabei mit Hilfe der Streifenmethode, die schon Otto Lilienthal anwandte. Der Flügel wird dazu gedanklich in schmale, in Flugrichtung liegende Streifen unterteilt. Die Kräfte an einem dieser Flügelstreifen im Abstand „y“ von der Flügelwurzel lassen sich unter Zuhilfenahme gemessener Profildaten und anhand der Gleichungen leicht bestimmen. Die Zusammenfassung aller Teilkräfte erfolgt dann durch numerische Integration, die mit den heutigen Rechengernäten ohne großen Aufwand zu lösen ist.

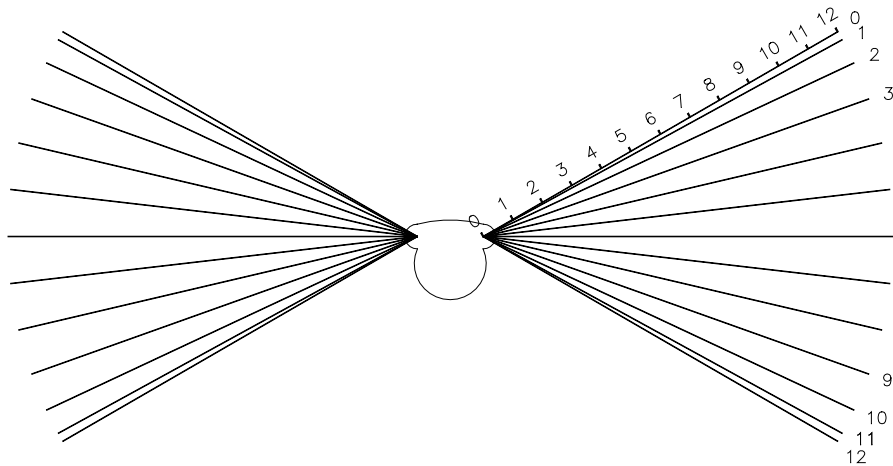


Bild A.0 Vereinfachter Ornithopter-Querschnitt mit aufeinander folgenden Flügelstellungen in „n“ gleichen Zeitabständen.

Die einzelnen Flügelstreifenwerte werden zunächst in jeder einzelnen Flügelstellung längs der Spannweite an „n“ Flügelorten berechnet und räumlich integriert. Anschließend erfolgt - getrennt für Auf- und Abschlagn - die zeitliche Integration der „n“ Flügelstellungswerte zum Gesamtwert eines Taktes. Beide Taktwerte werden schließlich zum Kraftmittelwert einer Schlagperiode zusammengezählt (siehe hierzu Abschnitt D).

Damit lassen sich die Eckdaten eines ganzen Fluges berechnen. Nachstehend sind die wichtigsten Eingangsparameter sowie eine Auswahl von Rechenergebnissen und Diagramme des hier als „Rechenmodell“ bezeichneten Beispiel-Ornithopters aufgeführt.

Grundlage des Rechenmodells war die menügeführte Anwendersoftware „Multigraf“ von G-LOGIC, Heidelberg. Auch alle hier gezeigten Diagramme wurden damit erstellt. Multigraf arbeitete unter dem Betriebssystem MS-DOS.

Leider kann nicht auf den ganzen Rechnungsverlauf eingegangen werden. Die Beschreibung aller Gleichungen, der Rechenalgorithmen und der Datenverwaltung wäre einfach zu umfangreich. Außerdem sollen hier zunächst nur die Betrachtungsweise und die grundlegenden Gleichungen, auf denen das ganze Rechenprogramm aufbaut, zur Diskussion gestellt werden.



## Eingangsparameter

### Rechenmodell

Rechenstützpunkte je Halbspannweite und Takt     $n$             12

### Gleitflug

Modellmasse	$m_M$	4,00	kg
Spannweite	$b$	2,80	m
Flügelstreckung (Umriss rechteckig)	$\Lambda$	10	
mittlerer Auftriebsbeiwert	$c_{amG}$	0,60	
Restwiderstand	$c_{wr}$	0,020	
Zirkulationskennzahl	$c_{\Gamma G}$	8,00	

### Flügel

Flügelprofil, Polarendaten (Althaus, 1980)	CLARK Y (11,7)		
Nullauftriebswinkel	$\alpha_0$	-2,8	Grad
Druckseitentangentenwinkel	$\sigma$	2,0	Grad
gewählter, minimal zulässiger Auftriebsbeiwert	$c_{amin}$	-0,25	
gewählter, maximal zulässiger Auftriebsbeiwert	$c_{amax}$	1,05	
Masse beider Schlagflügelhälften	$m_F$	0,800	kg
Schwerpunkt Abstand vom Schlaglager	$r_{mF}$	0,62	m
Trägheitsmoment	$J_F$	0,6	kg/m <sup>2</sup>

### Kraftflug

Zirkulationskennzahl für Aufschlag	$c_{\Gamma 1}$	0		
Zirkulationskennzahl für Abs Schlag	$c_{\Gamma 2}$	9,063		*)
Fluggeschwindigkeitsfaktor Kraft/Gleit	$k_v$	1,09		
Steiggeschwindigkeit des Modells	$v_s$	0,44	m/s	*)
Dauer einer Schlagperiode	$t_p$	0,70	s	
Schlagzeitverhältnis Auf/Ab	$k_t$	1,0		
Schlag-Endlagenwinkel (von Schlagmitte aus)	$\phi_E$	$\pm 30$	Grad	
Neigung der Schlagebene	$\kappa$	0	Grad	*)
Anzahl der Beschleunigungs-Rechenstützpunkte	$i_b$	4		**)
Akku-Zellenzahl	$n_{Batt}$	8		
Akku-Zellenspannung (bei Belastung)	$U$	1	V	
Akku-Kapazität	$Kap$	2	Ah	
Antriebswirkungsgrad	$\eta_A$	0,50		

\*) Diese Parameter wurden in der Handbuch-Version 6.0 geändert. Wegen der neuen Neigung der Schlagebene  $\kappa$  (vorher  $+5^\circ$ ) mussten für ein Kräftegleichgewicht auch andere Eingangsparameter mit geändert werden.

\*\*) Durch die Beschleunigungszeit  $t_B = i_b / n \cdot t_N$ , hier  $t_B = 4/12 \cdot t_N$ , wird der Kraftverlauf festgelegt, wie Bild 8.3 mit  $t_B = t_N / 3$

## Gleitflugergebnis

### Modellabmessungen

Flügelfläche	A	0,78	m <sup>2</sup>
mittlere Flügeltiefe	$l_m$	0,280	m
Halbspannweite	s	1,400	m
spezifische Flächenbelastung	$p_A$	5,1	kg/m <sup>2</sup>
Gewichtskraft der Modellmasse	$F_{GM}$	39,2	N
Gewichtskraft beider Schlagflügelhälften	$F_{GF}$	7,8	N

### Flügelwurzelwerte

Flügeltiefe	$l_{(0)}$	0,280	m
Rezahl	$Re_{G(0)}$	223.000	
Auftriebsbeiwert	$c_{aG(0)}$	0,76	
Anstellwinkel der Profilsehne	$\alpha_{G(0)}$	5,2	Grad
Abwindwinkel	$\alpha_{iG(0)}$	1,1	Grad
Einstellwinkel	$\alpha_{EG(0)}$	4,3	Grad

### Gleitflug

Beiwert des induzierten Widerstands	$c_{wiG}$	0,011	
Beiwert des Profilwiderstands	$c_{wpG}$	0,010	
Beiwert des Gesamtwiderstands	$c_{wgesG}$	0,041	
mittlere Zirkulation	$\Gamma_{mG}$	0,980	m <sup>2</sup> /s
auf „s“ bezogener Druckpunktabstand	$y_{\Gamma G}$	0,424	
Fluggeschwindigkeit	$v_G$	11,7	m/s
Sinkgeschwindigkeit	$v_{sG}$	0,81	m/s
Gleitzahl des Modells	$\varepsilon$	14,4	
Verlustleistung	$P_{VG}$	31,6	W

**Kraftflugergebnis**Kraftkonstanten

Geschwindigkeit	$v_K$	12,8		m/s
Beschleunigungswinkel	$\phi_b$	16,8		Grad

Taktkonstanten

		<b>Auf</b>	<b>Ab</b>	
auf „s“ bezogener Druckpunkt Abstand	$y_\Gamma$	0,00	0,48	
Zirkulationsfaktor	$k_\Gamma$	0,29	1,71	
Beschleunigungsdauer	$t_b$	0,12	0,12	s
Winkelgeschwindigkeit, Scheitelwert	$\omega$	3,9	-3,9	rad/s
Flügelverwindung	$V_{\Delta\alpha}$	7,5	-9,3	Grad/m
Fortschrittsgrad	$\lambda$	2,3	2,3	
Radiale Beschleunigungskraft einer Flügelhälfte, maximal	$F_{rBmax}$	3,9	3,9	N

Taktmittelwerte

		<b>Auf</b>	<b>Gleit</b>	<b>Ab</b>	
Modellauftrieb	$F_{AM}$	15,9	39,0	62,5	N
induzierter Widerstand	$F_{Wi}$	0,56	0,75	1,92	N
Profilwiderstand	$F_{Wp}$	1,07	0,65	0,95	N
Schub	$F_S$	-1,99	-1,40	7,84	N
Schlagmoment - aerodynamisch	$M_{Schla}$	3,8	23,1	43,5	Nm
- Flügelgewicht	$M_{SchlF}$	-4,6	-4,9	-4,6	Nm
- gesamt	$M_{Schlges}$	-1	18	39	Nm
Leistung - aerodynamisch	$P_a$	-3,9	-32	139	W
- Flügelgewicht heben	$P_{mF}$	13,9	0	-13,9	W
- gesamt	$P_{ges}$	10	-32	125	W
Schlagwirkungsgrad	$\eta_s$	0,13	0	0,65	

Kraftflug

Akkuenergie	$E_{Batt}$	57.600	$W_s$
mittlere Flügelantriebsleistung	$P_K$	67	W
mittlere Motor-Eingangsleistung	$P_{Mot}$	135	W
Kraftflugwirkungsgrad	$\eta_K$	0,51	
Steigungswinkel der Flugbahn	$\gamma$	2,0	Grad
Steighöhe	$h_s$	189	m
Flugstrecke	$s_x$	5.500	m
Kraftflugdauer	$t_K$	430	s
Flügelverwindung gesamt	$V_{\Delta\alpha ges}$	17	Grad/m

## Diagramme

Zur weiteren Darstellung der relativ komplexen Daten aus dem Rechenprogramm werden die Funktionsverläufe der wichtigsten Parameter abgebildet. Soweit es sich um Funktionsverläufe längs der Halbspannweite handelt, gilt die Darstellung für den Zeitpunkt der Schlagbewegung beim Durchgang durch die Schlagmitte. Die Bilder sprechen weitgehend für sich.

Zunächst sind zwei Funktionsverläufe abgebildet, welche die Schlagbewegung im Zusammenhang mit dem  $i_b$ -Eingabewert charakterisieren.

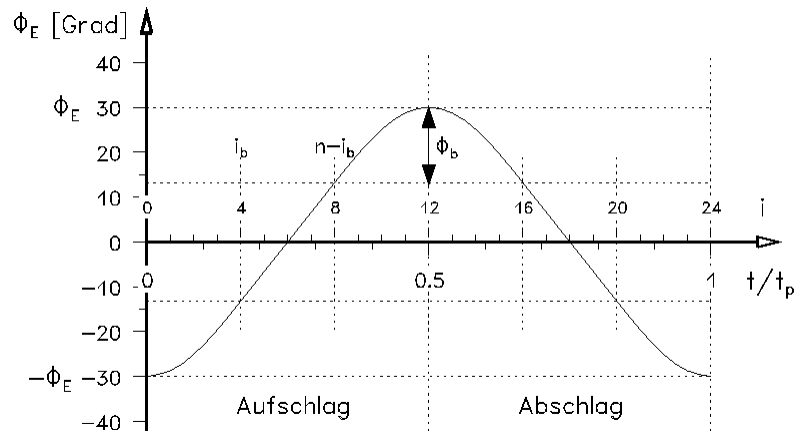


Bild A.1 Zeitlicher Verlauf des Schlagwinkels  $\phi(t)$

Je ein Drittel der Taktzeit am Anfang und am Ende der Schlagbewegung wird für die Flügelmassenbeschleunigung verwendet ( $n=12$ ,  $i_b=4$ )

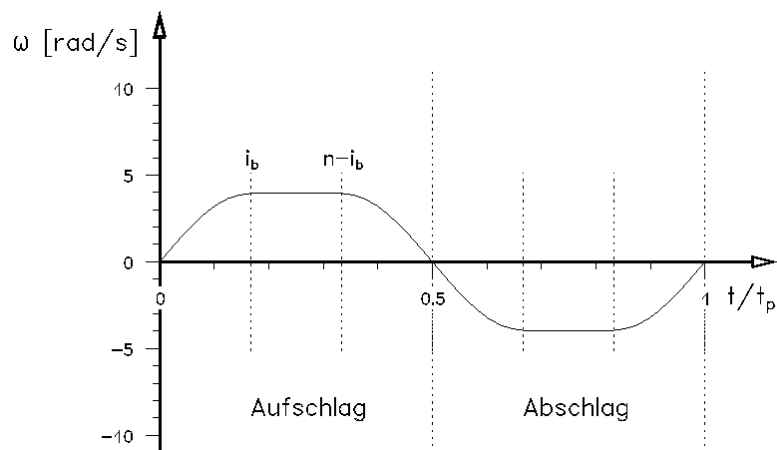


Bild A.2 Zeitlicher Verlauf der Winkelgeschwindigkeit  $\omega(t)$

Aus diesen Zirkulationsverteilungen ergeben sich die Auftriebsbeiwerte von Bild 6.2

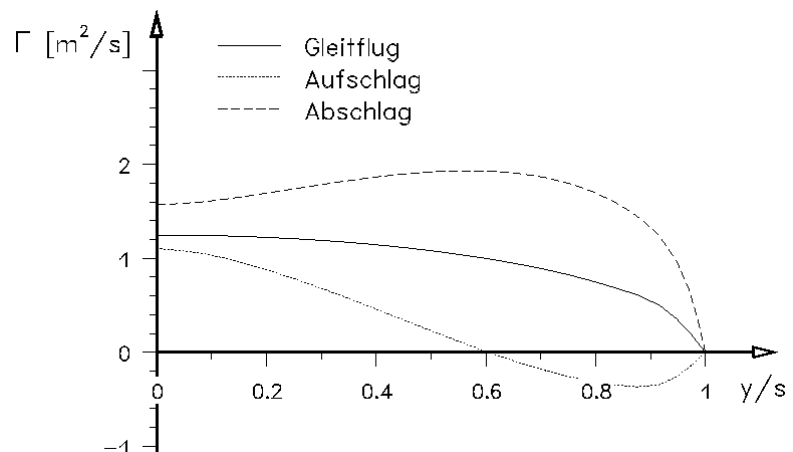


Bild A.3 Zirkulationsverteilung längs der Halbspannweite  $\Gamma_{N(y)}$

Schon aus diesem Bild lassen sich die Größenverhältnisse des induzierten Widerstandes der einzelnen Takte abschätzen.

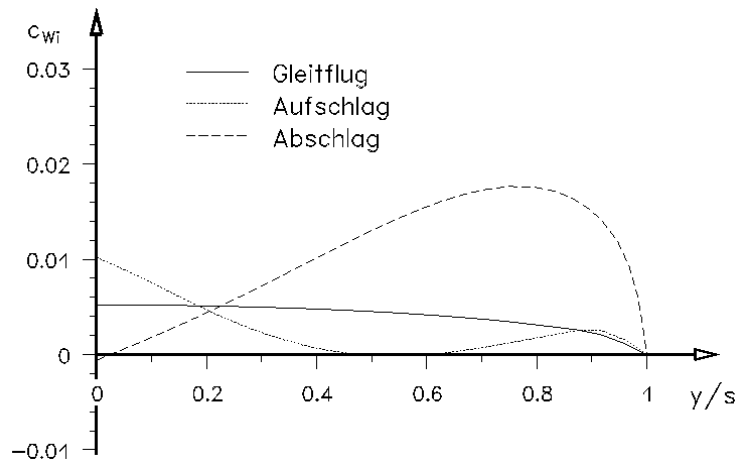


Bild A.4 Beiwert des induzierten Widerstands  $c_{wi}(y)$

Die Profilwiderstände der einzelnen Takte sind etwa gleich groß.

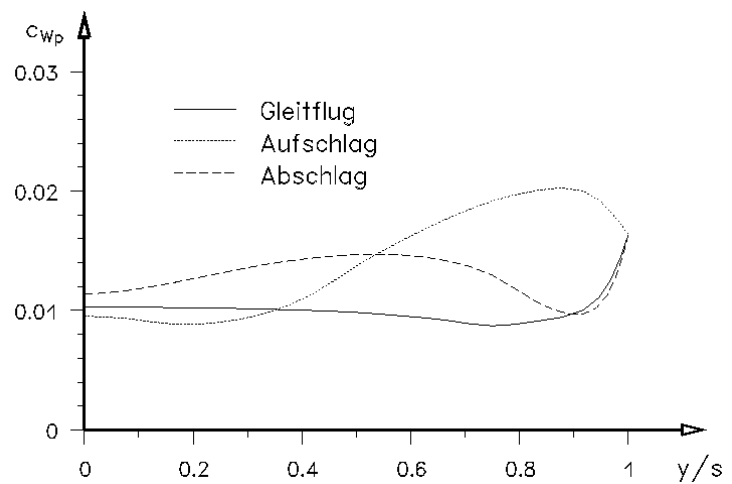


Bild A.5 Beiwert des Profilwiderstands  $c_{wp}(y)$

Hier sind die Schub-Größenverhältnisse zwischen Auf- und Abschlag-schub ablesbar.

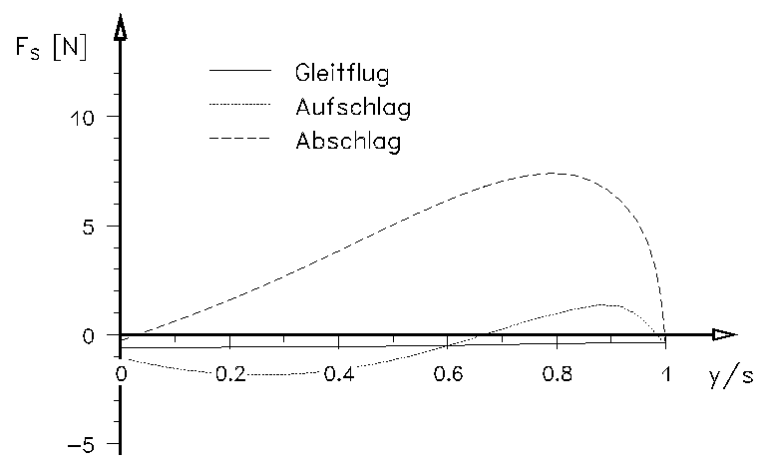


Bild A.6 Schub  $F_{S(y)}$

Hier zeigt sich, wie sich das Schlagmoment längs der Spannweite zusammensetzt.

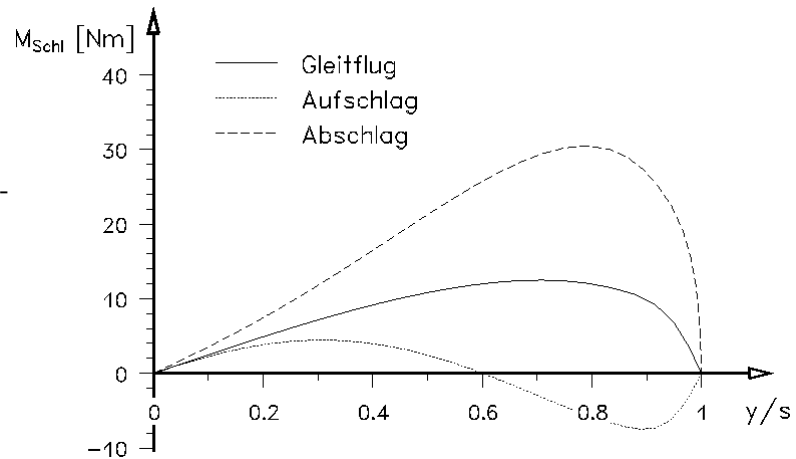


Bild A.7 Schlagmoment aerodynamischer Kräfte  $M_{\text{Schl}(y)}$

Der Verwindungsverlauf der beiden Takte liegt etwa symmetrisch zur Nulllinie. An der Flügelspitze ist ein deutlicher Anstieg erkennbar (Einstellwinkelverlauf s. Bild 6.13). Zur Orientierung wurde auch der Verlauf des Bahnneigungswinkels  $\delta$  mit dargestellt.

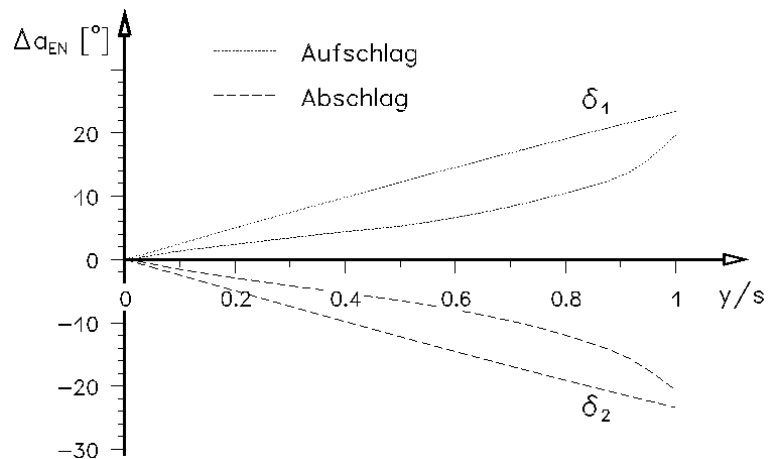


Bild A.8 Flügelverwindungswinkel  $\Delta\alpha_E(y)$

Der Flügelauftrieb in den Endlagen ist infolge der höheren Kraftfluggeschwindigkeit größer als im Gleitflug (strichliert).

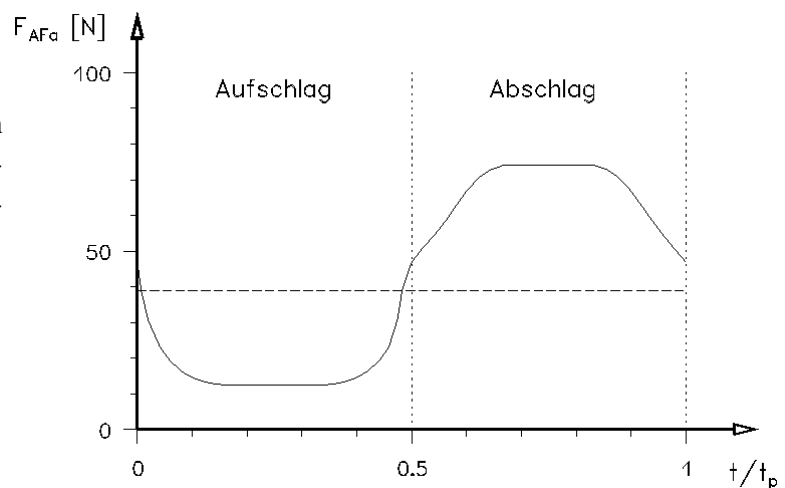


Bild A.9 Aerodynamischer, auf den Flügel bezogener Auftrieb  $F_{\text{AFa}(t)}$  während einer Schlagperiode

In den Endlagen - beim kurzzeitigen Stillstand des Flügels - liegt im Rechenmodell die Zirkulationsverteilung des Gleitfluges vor. Infolge dessen ist im Bereich der Endlagen beim Aufschlag zunächst ein größerer Arbeitswiderstand gegeben als in Schlagmitte (hier nur Flügelwiderstände).

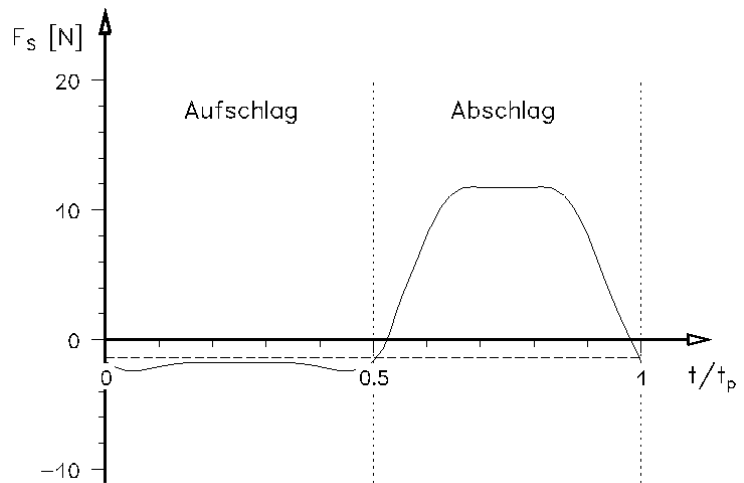


Bild A.10 Schub  $F_{S(t)}$  während einer Schlagperiode

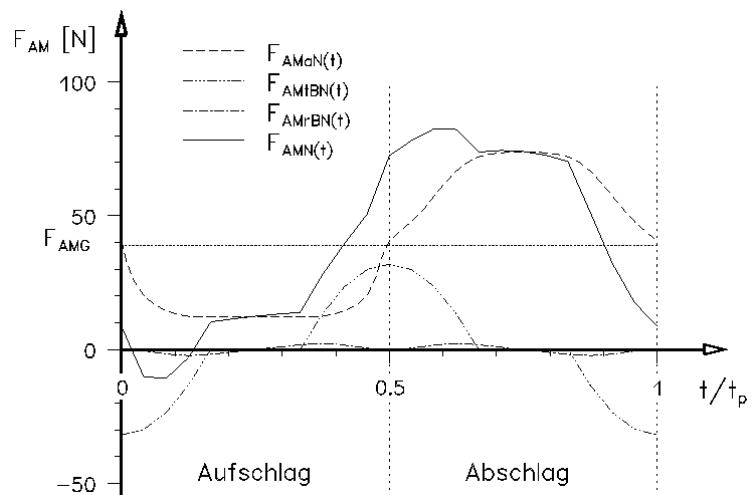


Bild A.11 Modellauftrieb  $F_{AM(t)}$  während einer Schlagperiode

$F_{AMa}$	Modellauftrieb aerodynamischer Kräfte
$F_{AMtB}$	Modellauftrieb infolge tangentialer Beschleunigung der Flügelmasse
$F_{AMrB}$	Modellauftrieb infolge radialer Beschleunigung der Flügelmasse
$F_{AM}$	Modellauftrieb gesamt

Der Modellauftrieb  $F_{AM}$  wird auf das Gesamtmodell bezogen und berücksichtigt daher - im Gegensatz zum vorstehend dargestellten Flügelauftrieb  $F_{AF}$  - auch die Veränderungen infolge der Flügelstellung.

Der Auftrieb durch die radiale Beschleunigung der Flügelmassen ist bei dem gewählten kleinen Schlagwinkel vernachlässigbar. Außerdem gleicht er sich im Laufe einer Schlagperiode ebenso zu Null aus wie der Modellauftrieb durch tangentielle Beschleunigung. Im Mittel einer Schlagperiode ist daher nur der Modellauftrieb durch aerodynamische Kräfte  $F_{AMa}$  wirksam. Modellauftriebe durch Massenträgheitskräfte sind bei der hier vereinfachten Betrachtungsweise praktisch ohne Bedeutung.

Das Schlagmoment infolge tangentialer Beschleunigung liegt in der gleichen Größenordnung wie das Schlagmoment aerodynamischer Kräfte. Es ist daher – wenn keine Endlagenfedern verwendet werden – bei der Bemessung des Antriebs mit zu berücksichtigen.

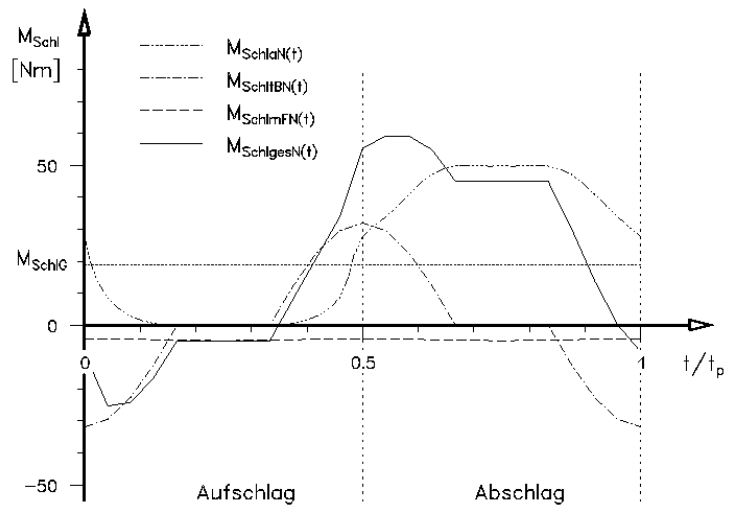


Bild A.12 Schlagmoment  $M_{Schl(t)}$  während einer Schlagperiode

$M_{Schla}$	Schlagmoment aerodynamischer Kräfte
$M_{Schltb}$	Schlagmoment zur tangentialen Beschleunigung der Flügelmasse
$M_{SchlmF}$	Schlagmoment durch Gewichtskraft der Flügelmasse
$M_{Schlges}$	Flügelschlagmoment gesamt

Für die Schlagleistung sind neben dem Flügelschlagmoment auch die Schlagrichtung und die Winkelgeschwindigkeit maßgebend. Infolgedessen verlagert sich das Maximum der Leistung gegenüber dem Maximum des Schlagmoments etwas. Die Schlagleistung infolge der Gewichtskraft der Flügelmasse  $P_{mF}$  ist in diesem Beispiel kaum noch vernachlässigbar.

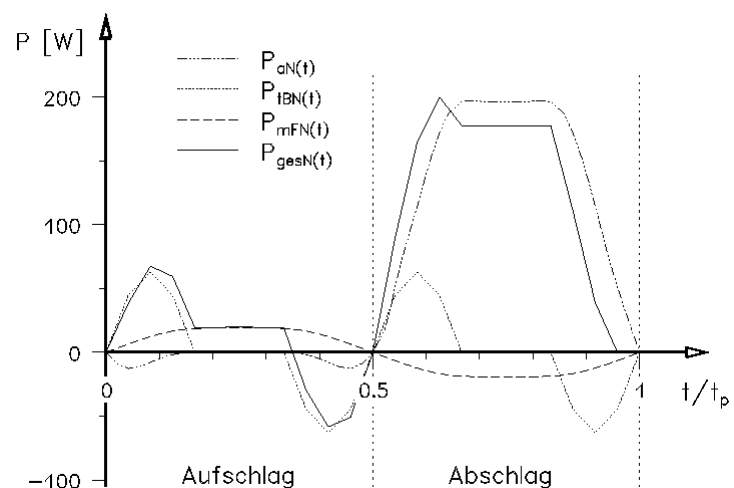


Bild A.13 Antriebsleistung  $P(t)$  während einer Schlagperiode

$P_a$	Schlagleistung aerodynamischer Kräfte
$P_{tb}$	Schlagleistung zur tangentialen Beschleunigung der Flügelmasse
$P_{mF}$	Schlagleistung infolge der Gewichtskraft der Flügelmasse
$P_{ges}$	Schlagleistung gesamt

Die hier abgebildete Schlagleistungsfunktion entspricht der Eingangsleistung am Flügel. Bei einem Wirkungsgrad der Antriebsmechanik von beispielsweise 50% ist die für die Motor-Eingangsleistung maßgebende Gesamtleistung doppelt so groß. Mit einer Kompensationsfeder lässt sie sich in beiden Takten etwa gleich groß einstellen.



Für das Nickmoment um den Modellschwerpunkt sind insbesondere maßgebend:

- Lage des Modellschwerpunktes
- Flügelstellung
- Schubverlauf
- Auftriebsverlauf
- ggf. Neigung der Schlagebene

Das Nickmoment ist hier positiv, wenn es das Modell vorne aufrichtet. Flügelträgheitskräfte wurden nicht berücksichtigt.

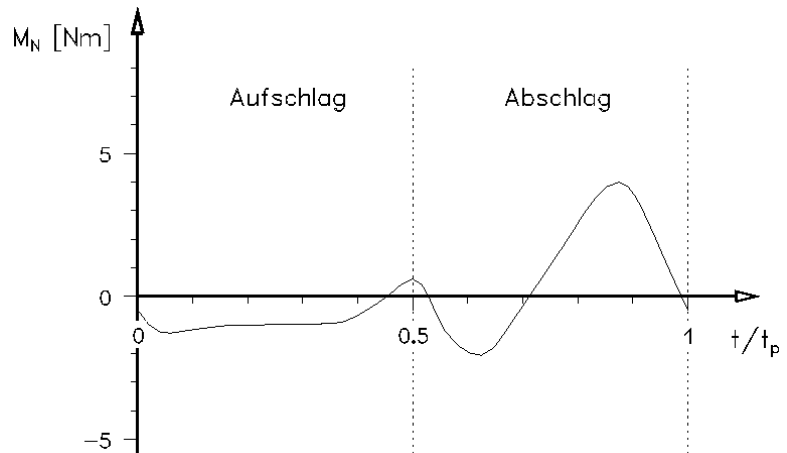


Bild A.14 Nickmoment  $M_N$  aerodynamischer Kräfte um die y-Achse durch den Modellschwerpunkt

Entgegen anfänglicher Erwartungen wird das Flugbild eines Ornithopters durch das Nickmoment kaum beeinflusst. Seine Schwankungen gleichen sich nahezu unmerklich aus. Das Trägheitsmoment und die aerodynamischen Kräfte des Höhenleitwerks wirken sich offensichtlich stark dämpfend.

## B Rechenbeispiel für die Flügelverwindung

Nachstehend wird ein Rechenbeispiel für die Beschreibung der Flügelverwindung im Gleitflug und beim Auf- und Abschlagen in Schlagmitte dargestellt. Die Eingangsparameter entsprechen weitgehend denen des Rechenmodells.

Die bei den Gleichungen angegebenen Werte sind gerundete Werte aus einem Rechenprogramm. Bei der Einzelanwendung einer Gleichung mit diesen Werten kann es daher zu geringfügigen Abweichungen kommen.

### Eingangsparameter

Modellmasse	$m_M$	4,00	kg	
Spannweite	$b$	2,80	m	
mittlere Flügeltiefe, rechteckiger Flügelumriss	$l_m$	0,28	m	
mittlerer Auftriebsbeiwert im Gleitflug	$c_{amG}$	0,6		
Zirkulationskennzahl des Gleitfluges	$c_{\Gamma G}$	8,0		
Flügelprofil CLARK Y (11,7)				
hier wird näherungsweise gerechnet mit Auftriebsgradient	$c_\alpha$	0,094		*) **)
Nullauftriebswinkel	$\alpha_0$	-2,8	Grad	
Druckseitentangentenwinkel	$\sigma$	2,0	Grad	
Zirkulationskennzahl des Aufschlags	$c_{\Gamma 1}$	0,0		
Zirkulationskennzahl des Abschlags	$c_{\Gamma 2}$	9,063		*)
Fluggeschwindigkeitsfaktor	$k_v$	1,00		*)
Dauer einer Schlagperiode	$t_p$	0,7	s	
Endlagenwinkel, gemessen von Schlagmitte	$\phi_E$	$\pm 30$	Grad	
Neigung der Schlagebene	$\kappa$	0	Grad	
Abstand des Betrachtungsortes von der Flügelwurzel, bezogen auf die Halbspannweite	$y/s$	0,5		
Bewegungsablauf zeitlich		sinusförmig		*)

\*) Diese Werte weichen von denen des Rechenmodells in vorstehendem Abschnitt ab (teilweise gerundet).

\*\*) Dieser Wert wird hier ersatzweise an Stelle des originalen Funktionsverlaufes  $c_a = f(\alpha)$  der gemessenen Profildaten verwendet.

**Gleitflug allgemein**

Die längs der ganzen Spannweite geltenden Werte werden der Flügelort-Rechnung vorgezogen.

Fluggeschwindigkeit im Gleitflug lt. Gl. 8.7

$$v_G = \sqrt{\frac{2 \cdot m_M \cdot g}{\rho \cdot l_m \cdot b \cdot c_{amG}}} \quad v_G = \sqrt{\frac{2 \cdot 4,0 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,28 \cdot 2,8 \cdot 0,6}} \quad v_G = 11,7 \quad [\text{m/s}]$$

und die mittlere Rezahl aus

$$Re = v_G \cdot l \cdot 70.000 \quad Re = 11,7 \cdot 0,28 \cdot 70.000 \quad Re = 229.000$$

Mit Kenntnis der Rezahl kann man aus den betreffenden Profildaten den Auftriebsgradienten  $c_{\alpha}$  ablesen und als Eingangsparameter eingeben (s. Eingangsparameter).

mittlere Zirkulation lt. Gl. 2.3

$$\Gamma_{mG} = \frac{m_M \cdot g}{\rho \cdot v_G \cdot b} \quad \Gamma_{mG} = \frac{4,0 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 11,7 \cdot 2,8} \quad \Gamma_{mG} = 0,98 \quad [\text{m}^2/\text{s}]$$

Druckpunkt Abstand von der Flügelwurzel, bezogen auf die Halbspannweite lt. Gl. 2.6

$$y_{\Gamma G} = \frac{c_{\Gamma G}}{6 \cdot \pi} \quad y_{\Gamma G} = \frac{8}{6 \cdot \pi} \quad y_{\Gamma G} = 0,424$$

**Gleitflug, am Flügelort „y“**

Zur Bestimmung der Flügelverwindung wird der Betrachtungsort y in der Mitte der Flügelhalbspannweite s gewählt. Der auf s bezogenen Wert y/s beträgt dann 0,5.

Zirkulation lt. Gl. 2.4

$$\Gamma_{G(y)} = \Gamma_{mG} \cdot \left[ \left( \frac{12}{\pi} - 6y_{\Gamma G} \right) \cdot \sqrt{1 - \left( \frac{y}{s} \right)^2} + \left( 18y_{\Gamma G} - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left( \frac{y}{s} \right)^2 \cdot \operatorname{arccosh} \left( \frac{s}{y} \right) \right]$$

$$\Gamma_{G(y)} = 0,98 \cdot \left[ \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot 0,424 \right) \cdot \sqrt{1 - 0,5^2} + \left( 18 \cdot 0,424 - \frac{24}{\pi} \right) \cdot 0,5^2 \cdot \operatorname{arccosh} \left( \frac{1}{0,5} \right) \right]$$

$$\Gamma_{G(y)} = 1,08 \quad [\text{m}^2/\text{s}]$$

Am Flügelort  $y=0$  gilt, entweder alle y-enthaltenden Gleichungsteile entfallen oder für y wird ein sehr kleiner Wert eingesetzt, z.B.  $y=0,000\,001$

Auftriebsbeiwert lt. Gl. 2.8

$$c_{aG(y)} = \frac{2 \cdot \Gamma_{G(y)}}{l \cdot v_G} \quad c_{aG(y)} = \frac{2 \cdot 1,08}{0,28 \cdot 11,7} \quad c_{aG(y)} = 0,66$$

Anstellwinkel der Profilsehne lt. Gl. 6.8

$$\alpha_{G(y)} = \alpha_0 + \frac{c_{aG(y)}}{c_{\alpha}} \quad \alpha_{G(y)} = -2,8 + \frac{0,66}{0,094} \quad \alpha_{G(y)} = 4,2 \quad [\text{Grad}]$$

Abwind lt. Gl. 2.5

$$v_{iG(y)} = \Gamma_{mG} \cdot \frac{9}{s} \cdot \left[ \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} + \left( \frac{\pi}{2} \cdot y_{\Gamma G} - \frac{2}{3} \right) \cdot \frac{y}{s} \right]$$

$$v_{iG(y)} = 0,98 \cdot \frac{9}{1,4} \cdot \left[ \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0,424 + \left( \frac{\pi}{2} \cdot 0,424 - \frac{2}{3} \right) \cdot 0,5 \right] \quad v_{iG(y)} = 0,22 \quad [\text{m/s}]$$

Abwindwinkel lt. Gl. 6.9

$$\alpha_{iG(y)} = \arctan \frac{v_{iG(y)}}{v_G} \quad \alpha_{iG(y)} = \arctan \frac{0,22}{11,7} \quad \alpha_{iG(y)} = 1,1 \quad [\text{Grad}]$$

Bei elliptischer Zirkulationsverteilung entsprechen die Abwindwerte in der Mitte der Halbspannweite natürlich den Werten an der Flügelwurzel.

Einstellwinkel an der Flügelwurzel lt. Gl. 6.11

$$\alpha_{EG(y)} = \delta_{G(y)} + \alpha_{G(y)} + \alpha_{iG(y)} - \sigma$$

wobei der Bahnneigungswinkel  $\delta$  im Gleitflug Null ist, bzw. entfällt

$$\alpha_{EG(y)} = 4,2 + 1,1 - 2,0 \quad \alpha_{EG(y)} = 3,3 \quad [\text{Grad}]$$

### Kraftflug allgemein

Fluggeschwindigkeit im Kraftflug lt. Gl. 2.31

$$v_K = v_G \cdot k_v \quad v_K = 11,7 \cdot 1,0 \quad v_K = 11,7 \quad [\text{m/s}]$$

maximale Winkelgeschwindigkeit für beide Takte lt. Gl. 5.5, mit  $\phi_E$  in Grad

$$\omega_{\max} = \pm \frac{\pi^2 \cdot \phi_E}{90 \cdot t_p} \quad \omega_{\max} = \pm \frac{\pi^2 \cdot 30}{90 \cdot 0,7} \quad \omega_{\max} = \pm 4,7 \quad [\text{rad/s}]$$

### Aufschlag allgemein

Die längs der ganzen Spannweite geltenden Werte werden der Flügelort-Rechnung vorgezogen.

Druckpunktstand von der Flügelwurzel bezogen auf die Halbspannweite lt. Gl. 2.6

$$y_{\Gamma 1} = \frac{c_{\Gamma 1}}{6 \cdot \pi} \quad y_{\Gamma 1} = \frac{0}{6 \cdot \pi} \quad y_{\Gamma 1} = 0$$

Zirkulationsfaktor des Aufschlags lt. Gl. 2.30

$$k_{\Gamma 1} = \frac{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma G}}{l_{(0)} \cdot c_a} + \frac{270}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma 1}}{l_{(0)} \cdot c_a} + \frac{270}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma 1} \right)} \cdot k_v$$

$$k_{\Gamma 1} = \frac{\frac{2 - \pi \cdot 0,424}{0,28 \cdot 0,094} + \frac{270}{2,8} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0,424 \right)}{\frac{2 - \pi \cdot 0,0}{0,28 \cdot 0,094} + \frac{270}{2,8} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0,0 \right)} \cdot 1,0 \quad k_{\Gamma 1} = 0,269$$

mittlere Zirkulation des Aufschlags lt. Gl. 2.32

$$\Gamma_{m1} = \Gamma_{mG} \cdot k_{\Gamma 1} \quad \Gamma_{m1} = 0,98 \cdot 0,269 \quad \Gamma_{m1} = 0,26 \quad [\text{m}^2/\text{s}]$$

**Aufschlag, am Flügelort „y“**

Zur Bestimmung der Flügelverwindung wird der Betrachtungsort y in der Mitte der Flügelhalbspannweite s gewählt. Der auf s bezogene Wert y/s beträgt dann 0,5.

Zirkulation lt. Gl. 2.4

$$\Gamma_{1(y)} = \Gamma_{m1} \cdot \left[ \left( \frac{12}{\pi} - 6y_{r1} \right) \cdot \sqrt{1 - \left( \frac{y}{s} \right)^2} + \left( 18y_{r1} - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left( \frac{y}{s} \right)^2 \cdot \operatorname{arccosh} \left( \frac{s}{y} \right) \right]$$

$$\Gamma_{1(y)} = 0,26 \cdot \left[ \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot 0,0 \right) \cdot \sqrt{1 - 0,5^2} + \left( 18 \cdot 0,0 - \frac{24}{\pi} \right) \cdot 0,5^2 \cdot \operatorname{arccosh} \left( \frac{1}{0,5} \right) \right]$$

$$\Gamma_{1(y)} = 0,21 \quad [\text{m}^2/\text{s}]$$

Umfangsgeschwindigkeit lt. Gl. 5.4 mit 5.5

$$v_{u1(y)} = s \cdot \frac{y}{s} \cdot \omega_{\max} \quad v_{u1(y)} = 1,4 \cdot 0,5 \cdot 4,7 \quad v_{u1(y)} = 3,3 \quad [\text{m/s}]$$

effektive Anströmgeschwindigkeit lt. Gl. 5.6

$$v_{e1(y)} = \sqrt{v_{u1(y)}^2 + v_K^2} \quad v_{e1(y)} = \sqrt{3,3^2 + 11,7^2} \quad v_{e1(y)} = 12,1 \quad [\text{m/s}]$$

Auftriebsbeiwert lt. Gl. 2.8

$$c_{a1(y)} = \frac{2 \cdot \Gamma_{1(y)}}{l \cdot v_{e1(y)}} \quad c_{a1(y)} = \frac{2 \cdot 0,21}{0,28 \cdot 12,1} \quad c_{a1(y)} = 0,12$$

Anstellwinkel der Profilsehne lt. Gl. 6.8

$$\alpha_{1(y)} = \alpha_0 + \frac{c_{a1(y)}}{c_\alpha} \quad \alpha_{1(y)} = -2,8 + \frac{0,12}{0,094} \quad \alpha_{1(y)} = -1,5 \quad [\text{Grad}]$$

Abwind lt. Gl. 2.5

$$v_{i1(y)} = \Gamma_{m1} \cdot \frac{9}{s} \cdot \left[ \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{r1} + \left( \frac{\pi}{2} \cdot y_{r1} - \frac{2}{3} \right) \cdot \frac{y}{s} \right]$$

$$v_{i1(y)} = 0,26 \cdot \frac{9}{1,4} \cdot \left[ \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0,0 + \left( \frac{\pi}{2} \cdot 0,0 - \frac{2}{3} \right) \cdot 0,5 \right] \quad v_{i1(y)} = -0,03 \quad [\text{m/s}]$$

Abwindwinkel lt. Gl. 6.9

$$\alpha_{i1(y)} = \arctan \frac{v_{i1(y)}}{v_{e1(y)}} \quad \alpha_{i1(y)} = \arctan \frac{-0,03}{12,1} \quad \alpha_{i1(y)} = -0,1 \quad [\text{Grad}]$$

Bahnneigungswinkel  $\delta$  lt. Gl. 6.10 mit  $v_K = v_G$

$$\delta_{1(y)} = \arctan \frac{v_{u1(y)}}{v_K} \quad \delta_{1(y)} = \arctan \frac{3,3}{11,7} \quad \delta_{1(y)} = 15,7 \quad [\text{Grad}]$$

Einstellwinkel lt. Gl. 6.11

$$\alpha_{E1(y)} = \delta_{1(y)} + \alpha_{1(y)} + \alpha_{i1(y)} - \sigma \quad \alpha_{E1(y)} = 15,7 - 1,5 - 0,1 - 2,0 \quad \alpha_{E1(y)} = 12,1 \quad [\text{Grad}]$$

Verwindungskennwert des Aufschlags lt. Gl. 6.13

$$V_{\Delta\alpha 1} = \frac{2 \cdot (\alpha_{E1(y)} - \alpha_{EG(y)})}{s} \quad V_{\Delta\alpha 1} = \frac{2 \cdot (12,1 - 3,3)}{1,4} \quad V_{\Delta\alpha 1} = 12,6 \quad [\text{Grad/m}]$$

**Abschlag allgemein**

Die längs der ganzen Spannweite geltenden Werte werden der Flügelort-Rechnung vorgezogen.

Druckpunkt Abstand von der Flügelwurzel bezogen auf die Halbspannweite lt. Gl. 2.6

$$y_{\Gamma 2} = \frac{c_{\Gamma 2}}{6 \cdot \pi} \quad y_{\Gamma 2} = \frac{9,063}{6 \cdot \pi} \quad y_{\Gamma 2} = 0,481$$

Zirkulationsfaktor des Aufschlags lt. Gl. 2.30

$$k_{\Gamma 2} = \frac{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma G}}{l_{(0)} \cdot c_{\alpha}} + \frac{270}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma 2}}{l_{(0)} \cdot c_{\alpha}} + \frac{270}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma 2} \right)} \cdot k_v$$

Die Kraftfluggeschwindigkeit  $v_K$  beim Abschlag wird hier der Gleitfluggeschwindigkeit  $v_G$  gleichgesetzt.

$$k_{\Gamma 2} = \frac{\frac{2 - \pi \cdot 0,424}{0,28 \cdot 0,094} + \frac{270}{2,8} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0,424 \right)}{\frac{2 - \pi \cdot 0,481}{0,28 \cdot 0,094} + \frac{270}{2,8} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0,481 \right)} \cdot 1,0 \quad k_{\Gamma 2} = 1,563$$

mittlere Zirkulation des Abschlages lt. Gl. 2.32

$$\Gamma_{m2} = \Gamma_{mG} \cdot k_{\Gamma 2} \quad \Gamma_{m2} = 0,98 \cdot 1,563 \quad \Gamma_{m2} = 1,53 \quad [\text{m}^2/\text{s}]$$

**Abschlag, am Flügelort „y“**

Zur Bestimmung der Flügelverwindung wird der Betrachtungsort  $y$  in der Mitte der Flügelhalbspannweite  $s$  gewählt. Der auf  $s$  bezogenen Wert  $y/s$  beträgt dann 0,5.

Zirkulation an der Flügelwurzel lt. Gl. 2.4

$$\Gamma_{2(y)} = \Gamma_{m2} \cdot \left[ \left( \frac{12}{\pi} - 6y_{\Gamma 2} \right) \cdot \sqrt{1 - \left( \frac{y}{s} \right)^2} + \left( 18y_{\Gamma 2} - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left( \frac{y}{s} \right)^2 \cdot \operatorname{arccosh} \left( \frac{s}{y} \right) \right]$$

$$\Gamma_{2(y)} = 1,53 \cdot \left[ \left( \frac{12}{\pi} - 6 \cdot 0,481 \right) \cdot \sqrt{1 - 0,5^2} + \left( 18 \cdot 0,481 - \frac{24}{\pi} \right) \cdot 0,5^2 \cdot \arccos \left( \frac{1}{0,5} \right) \right]$$

$$\Gamma_{2(y)} = 1,75 \quad [\text{m}^2/\text{s}]$$

Umfangsgeschwindigkeit lt. Gl. 5.4 mit 5.5

$$v_{u2(y)} = s \cdot \frac{y}{s} \cdot \omega_{\max} \quad v_{u2(y)} = 1,4 \cdot 0,5 \cdot (-4,7) \quad v_{u2(y)} = -3,3 \quad [\text{m/s}]$$

effektive Anströmgeschwindigkeit lt. Gl. 5.6

$$v_{e2(y)} = \sqrt{v_{u2(y)}^2 + v_K^2} \quad v_{e2(y)} = \sqrt{(-3,3)^2 + 11,7^2} \quad v_{e2(y)} = 12,1 \quad [\text{m/s}]$$

Auftriebsbeiwert lt. Gl. 2.8

$$c_{a2(y)} = \frac{2 \cdot \Gamma_{2(y)}}{l \cdot v_{e2(y)}} \quad c_{a2(y)} = \frac{2 \cdot 1,75}{0,28 \cdot 12,1} \quad c_{a2(y)} = 1,03$$

Anstellwinkel der Profilsehne lt. Gl. 6.8

$$\alpha_{2(y)} = \alpha_0 + \frac{c_{a2(y)}}{c_\alpha} \quad \alpha_{2(y)} = -2,8 + \frac{1,03}{0,094} \quad \alpha_{2(y)} = 8,2 \quad [\text{Grad}]$$

Abwind lt. Gl. 2.5

$$v_{i2(y)} = \Gamma_{m2} \cdot \frac{9}{s} \cdot \left[ \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma 2} + \left( \frac{\pi}{2} \cdot y_{\Gamma 2} - \frac{2}{3} \right) \cdot \frac{y}{s} \right]$$

$$v_{i2(y)} = 1,53 \cdot \frac{9 \cdot 2}{2,8} \cdot \left[ \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0,481 + \left( \frac{\pi}{2} \cdot 0,481 - \frac{2}{3} \right) \cdot 0,5 \right] \quad v_{i2(y)} = 0,41 \quad [\text{m/s}]$$

Abwindwinkel lt. Gl. 6.9

$$\alpha_{i2(y)} = \arctan \frac{v_{i2(y)}}{v_{e2(y)}} \quad \alpha_{i2(y)} = \arctan \frac{0,41}{12,1} \quad \alpha_{i2(y)} = 2,0 \quad [\text{Grad}]$$

Bahnneigungswinkel  $\delta$  lt. Gl. 6.10

$$\delta_{2(y)} = \arctan \frac{v_{u2(y)}}{v_K} \quad \delta_{2(y)} = \arctan \frac{-3,3}{11,7} \quad \delta_{2(y)} = -15,7 \quad [\text{Grad}]$$

Einstellwinkel lt. Gl. 6.11

$$\alpha_{E2(y)} = \delta_{2(y)} + \alpha_{2(y)} + \alpha_{i2(y)} - \sigma \quad \alpha_{E2(y)} = -15,7 + 8,2 + 2 - 2,0 \quad \alpha_{E2(y)} = -7,6 \quad [\text{Grad}]$$

Verwindungskennwert des Abschlags (in der Mitte der Halbspannweite  $s$ ) lt. Gl. 6.13

$$V_{\Delta\alpha 2} = \frac{2 \cdot (\alpha_{E2(y)} - \alpha_{EG(y)})}{s} \quad V_{\Delta\alpha 2} = \frac{2 \cdot (-7,6 - 3,3)}{1,40} \quad V_{\Delta\alpha 2} = -15,6 \quad [\text{Grad}]$$

Der gesamte Verwindungskennwert im Kraftflug beträgt dann

$$V_{\Delta\alpha K} = V_{\Delta\alpha 1} - V_{\Delta\alpha 2} \quad V_{\Delta\alpha K} = 12,6 + 15,6 \quad V_{\Delta\alpha K} = 28,2 \quad [\text{Grad/m}]$$

Für Vergleiche ist vielleicht auch noch der Fortschrittsgrad interessant

$$\lambda = \frac{v_K}{\omega_{\max} \cdot s} \quad \lambda = \frac{11,7}{4,7 \cdot 1,4} \quad \lambda = 1,8$$

Für den Antrieb eines derart gebauten Schlagflügels lässt sich mit einfachen Mitteln noch das ungefähre Schlagmoment  $M_S$  bestimmen (ohne Berücksichtigung des Winkels zwischen Querkraft und Umfangskraft, s. Bild 1.6). Es ergibt sich aus

der mittleren Auftriebskraft im Gleitflug

$$F_{AG} = m_M \cdot g$$

dem wirksamen Hebelarm bzw. dem Druckpunktabstand von der Flügelwurzel

$$y_{DN} = y_{\Gamma N} \cdot \frac{b}{2}$$

und dem jeweiligen Zirkulationsfaktor.

Demnach gilt

für den Gleitflug

$$M_{SG} = m_M \cdot g \cdot y_{\Gamma G} \cdot \frac{b}{2} \cdot k_{\Gamma G} \quad M_{SG} = 4,00 \cdot 9,81 \cdot 0,424 \cdot \frac{2,80}{2} \cdot 1 \quad M_{SG} = 23,3 \quad [\text{Nm}]$$

für den Aufschlag

$$M_{S1} = m_M \cdot g \cdot y_{\Gamma 1} \cdot \frac{b}{2} \cdot k_{\Gamma 1} \quad M_{S1} = 4,00 \cdot 9,81 \cdot 0 \cdot \frac{2,80}{2} \cdot 0,269 \quad M_{S1} = 0 \quad [\text{Nm}]$$

und für den Abschlag

$$M_{S2} = m_M \cdot g \cdot y_{\Gamma 2} \cdot \frac{b}{2} \cdot k_{\Gamma 2} \quad M_{S2} = 4,00 \cdot 9,81 \cdot 0,481 \cdot \frac{2,80}{2} \cdot 1,563 \quad M_{S2} = 41,3 \quad [\text{Nm}]$$

### Rechenprogramm „Orni 1“

Statt mit dem Taschenrechner lassen sich vorstehende Aufgaben natürlich auch mit einem Kalkulationsprogramm am PC berechnen (z.B. mit MS-EXCEL). Von der Website

<<http://www.ornithopter.de/rechnung.htm>>

kann man sich ein entsprechendes Rechenprogramm „Orni 1“ herunterladen. Die xls-Datei öffnet mit der Registerkarte „Kurzanleitung“, die man sich für die Arbeit mit dem Programm zweckmäßigerweise ausdruckt. In der Registerkarte „Tabelle“ steht das Rechenprogramm. Außerdem sind einige Diagramme enthalten, welche die Auswirkungen bei Veränderung der Eingangswerte zeigen.



## C Verwendete Formelzeichen

Zum leichteren Auffinden wird nachstehend auf mindestens eine Anwendungsstelle des jeweiligen Formelzeichens hingewiesen. Mit der Kennung „G“ wird die Nummer der betreffenden Gleichung angegeben. Alternativ wird mit dem Buchstaben „B“ der Hinweis auf Bild-Nummern gekennzeichnet.

Symbol	Einheit	Bedeutung	Anwendung
A	m <sup>2</sup>	Flügelfläche	G 8.7, G 6.4
b	m	Flügelspannweite	G 2.2, B 2.4
C <sub>a</sub>	-	Auftriebsbeiwert allgemein	G 2.8, G 6.2
C <sub>amG</sub>	-	mittlerer Auftriebsbeiwert im Gleitflug	G 8.7
C <sub>a(y)</sub>	-	Auftriebsbeiwert an einem Ort des Flügels	G 2.8
C <sub>aMax</sub>	-	gewählter, maximal zulässiger Profil-Auftriebsbeiwert	B 6.4
C <sub>a max d</sub>	-	maximaler dynamischer Auftriebsbeiwert	G 6.14
C <sub>aMin</sub>	-	gewählter, minimal zulässiger Profil-Auftriebsbeiwert	B 6.2
C <sub>F</sub>	N/mm	Federrate elastischer Bauelemente	G 5.11
C <sub>m</sub>	-	Schlagmomentbeiwert aerodynamische Kräfte	G 4.3
C <sub>m25</sub>	-	Drehmomentbeiwert aerodynamischer Kräfte bezogen auf den 1/4-Punkt der Profiltiefe	G 6.4
C <sub>mx</sub>	-	Drehmomentbeiwert aerodynamischer Kräfte bezogen auf den Abstand x von der Profilnase	G 6.7
C <sub>n</sub>	-	Beiwert der Normalkraft	G 6.5
C <sub>s</sub>	-	Schubbeiwert	G 4.2
C <sub>v</sub>	-	Vortriebsbeiwert	G 4.1
C <sub>wi</sub>	-	Beiwert des induzierten Widerstandes	B 4.3, B A.4
C <sub>wp</sub>	-	Beiwert des Profilwiderstandes	B 4.3, B A.5
C <sub>α</sub>	Grad <sup>-1</sup>	Auftriebsgradient des Profils	G 6.1

Symbol	Einheit	Bedeutung	Anwendung
$C_T$	-	Zirkulationskennzahl	G 2.6
$e$	m	Druckpunkt Abstand vom Profil- $1/4$ -Punkt	G 6.6
$E_{\text{Batt}}$	Ws	Energieinhalt des Akkus	G 8.12
$E_{\text{kin}}$	Nm	kinetische Energie	G 5.7
$E_{\text{spann}}$	Nm	Spannenergie	G 5.9
$f$	$s^{-1}$	Schlagfrequenz (der Vögel)	G 8.4
$F_{\text{AF}}$	N	Auftriebskraft bezogen auf den Schlagflügel	B 8.2
$F_{\text{AM}}$	N	Auftriebskraft bezogen auf das Modell	B 8.2
$F_L$	N	resultierende Luftkraft	B 1.1, B 1.6
$F_{\text{GM}}$	N	Gewichtskraft des Modells	B 1.11, B 8.2
$F_Q$	N	aerodynamische Kraft quer zur auftriebsfreien Anströmrichtung	G 2.9, B 1.6
$F_{\text{rBmax}}$	N	maximale radiale Beschleunigungskraft des Flügels	G 5.18
$F_S$	N	Schubkraft unter Berücksichtigung der Flügelwiderstände	B 1.6, B 8.8
$F_{\text{tBmax}}$	N	maximale tangentielle Beschleunigungskraft	G 5.17
$F_U$	N	Umfangskraft	G 1.1, B 1.6
$F_V$	N	Vortriebskraft ohne Berücksichtigung der Flügelwiderstände	G 1.2, B 2.11
$F_{\text{Wi}}$	N	induzierte Widerstandskraft	G 3.1, B 1.6
$F_{\text{Wiell}}$	N	induzierte Widerstandskraft bei elliptischer Auftriebsverteilung	G 3.2
$F_{\text{Wp}}$	N	Profilwiderstandskraft	B 1.1, B 1.6
$F_{\text{Wr}}$	N	Restwiderstand des Modells	B 1.11
$F_{x\Sigma}$	N	Kraftsumme in Modell-x-Richtung	B 9.1 – B 9.7
$F_{z\Sigma}$	N	Kraftsumme in Modell-z-Richtung	B 9.1 – B 9.7
$g$	$m/s^2$	Ortsfaktor der Fallbeschleunigung ( $9,81 m/s^2$ )	G 2.3

Symbol	Einheit	Bedeutung	Anwendung
$h_s$	m	Modellsteighöhe	B 7.2, B 8.13
$J_F$	$\text{kg m}^2$	Trägheitsmoment des Schlagflügels	G 5.12, G 5.14
Kap	[Ah]	Akku-Kapazität	G 8.12
$k_{ma}$	-	Moment-Auftrieb-Kennzahl	G 4.6
$k_{ms}$	-	Moment-Schub-Kennzahl	G 4.8
$k_{mv}$	-	Moment-Vortrieb-Kennzahl	G 4.7
$k_{sa}$	-	Schub-Auftrieb-Kennzahl	G 4.5
$k_t$	-	Schlagzeitverhältnis, Auf/Ab	G 8.6
$k_v$	-	Fluggeschwindigkeitsfaktor, Verhältnis Kraft/Gleit	G 2.31
$k_{va}$	-	Vortrieb-Auftrieb-Kennzahl	G 4.4
$k_\Gamma$	-	Zirkulationsfaktor	G 2.30
$l$	m	Flügeltiefe	G 2.9, G 6.4
$l_{(y)}$	m	Flügeltiefe an der Flügelwurzel	G 2.7
$m_F$	kg	Masse der beiden Schlagflügelhälften	G 5.14
$m_M$	kg	Masse des Flugmodells	G 2.3, G 8.7
$M_B$	Nm	Beschleunigungsmoment in Schlagrichtung	G 5.15
$M_D$	Nm	Drehmoment des Profils	G 6.4
$M_N$	Nm	Nickmoment um den Modellschwerpunkt	B A.14
$M_S$	Nm	Schlag- bzw. Biegemoment des Flügels	G 8.10
$P$	W	mittlere Flügelantriebsleistung	B 8.13, B A.13
$P_{(t)}$	W	Flügelantriebsleistung in der Phase zum Zeitpunkt „t“	G 8.11
$p_M$	$\text{kg m/s}$	Impuls der Modellmasse in Flugrichtung	G 8.1
$q$	$\text{N/m}^2$	Staudruck	G 2.9, G 4.1
$s$	m	Halbspannweite des Flügels	G 2.4, B 2.5
$s_x$	m	Kraftflugstrecke	B 7.2, B 8.13

Symbol	Einheit	Bedeutung	Anwendung
$t_B$	s	Beschleunigungsdauer des Flügels in Schlagrichtung	B 8.3
$t_1$	s	Dauer des Aufschlags	G 8.3
$t_2$	s	Dauer des Abschlags	G 8.3
$t_p$	s	Dauer der ganzen Schlagperiode	G 8.3
$t_K$	s	Kraftflugdauer	G 8.13
$T_0$	s	Schwingungsdauer eines Schwerependels	G 5.13
$v_b$	m/s	Bahngeschwindigkeit eines Flügelortes	B 1.2, B 8.11
$v_{e(y)}$	m/s	effektive Anströmgeschwindigkeit an einem Ort des Flügels	G 5.6, G 8.8
$v_G$	m/s	Gleitflug-Geschwindigkeit	G 8.7
$v_K$	m/s	Kraftflug-Geschwindigkeit	G 2.31
$v_{i(y)}$	m/s	induzierte Abwindgeschwindigkeit an einem Ort des Flügels	G 2.5
$v_{u(y)}$	m/s	Umfangs- bzw. Schlaggeschwindigkeit an einem Ort des Flügels	G 5.4
$v_x$	m/s	Geschwindigkeit in x-Richtung	G 1.6, B 1.7
$V_{\Delta\alpha N}$	Grad/m	Verwindungskennwert, ermittelt in der Mitte der Halbspannweite und jeweils in Schlagmitte der beiden Takte	G 6.13
$V_{\Delta\alpha K}$	Grad/m	Verwindungskennwert im Kraftflug, ermittelt aus den Verwindungskennwerten von Auf- und Abschlag ( $V_{\Delta\alpha 1} - V_{\Delta\alpha 2}$ )	D.1
$y$	m	Abstand von der Flügelwurzel längs des Flügels (y-Richtung)	G 2.4, B 2.4
$y_\Gamma$	-	Auf die Halbspannweite „s“ bezogener Druckpunktabstand von der Flügelwurzel	G 2.6

Symbol	Einheit	Bedeutung	Anwendung
$\alpha$	Grad	Anstellwinkel der Profilsehne	G 6.8
$\alpha_A$	Grad	aerodynamischer Anstellwinkel	G 6.12
$\alpha_{B(t)}$	rad/s <sup>2</sup>	Winkelbeschleunigung des Schlagflügels zum Zeitpunkt „t“	G 5.3
$\alpha_{B \max}$	rad/s <sup>2</sup>	maximale Winkelbeschleunigung bei zeitlich sinusförmigem Bewegungsablauf	G 5.16
$\alpha_E$	Grad	Einstellwinkel des Profils	G 6.11
$\alpha_i$	Grad	induzierter Abwindwinkel im Bereich des Flügels	G 6.9, B 1.1
$\alpha_0$	Grad	Nullauftriebswinkel des Profils lt. Profilpolare	B 6.12, G 6.8
$\gamma$	Grad	Steigungswinkel der Modellflugbahn	B 1.11
$\Gamma_{(y)}$	m <sup>2</sup> /s	Zirkulation an einem Ort des Flügels	G 2.4, G 2.12
$\Gamma_{mG}$	m <sup>2</sup> /s	mittlere Zirkulation im Gleitflug	G 2.3
$\Gamma_{mN}$	m <sup>2</sup> /s	mittlere Zirkulation eines Taktes	G 2.32
$\delta_{(y)}$	Grad	Neigung der Bahnlinie eines Flügelortes gegenüber der Flugrichtung	G 6.10, G 8.9
$\eta_N$	-	mittlerer Wirkungsgrad des ganzen Schlagflügels zu einem bestimmten Betrachtungszeitpunkt	G 4.9, G 4.10
$\eta_K$	-	mittlerer Wirkungsgrad im Kraftflug	G 4.12
$\kappa$	Grad	Neigung der Flügelschlagebene gegenüber der Modell-z-y-Ebene	B 8.11, G 8.8
$\lambda$	-	Fortschrittsgrad	G 1.6
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	Luftdichte, Normalatmosphäre 1,225 kg/m <sup>3</sup>	G 2.3, G 8.7
$\sigma$	Grad	Druckseitentangentenwinkel des Profils	B 6.12, G 6.11

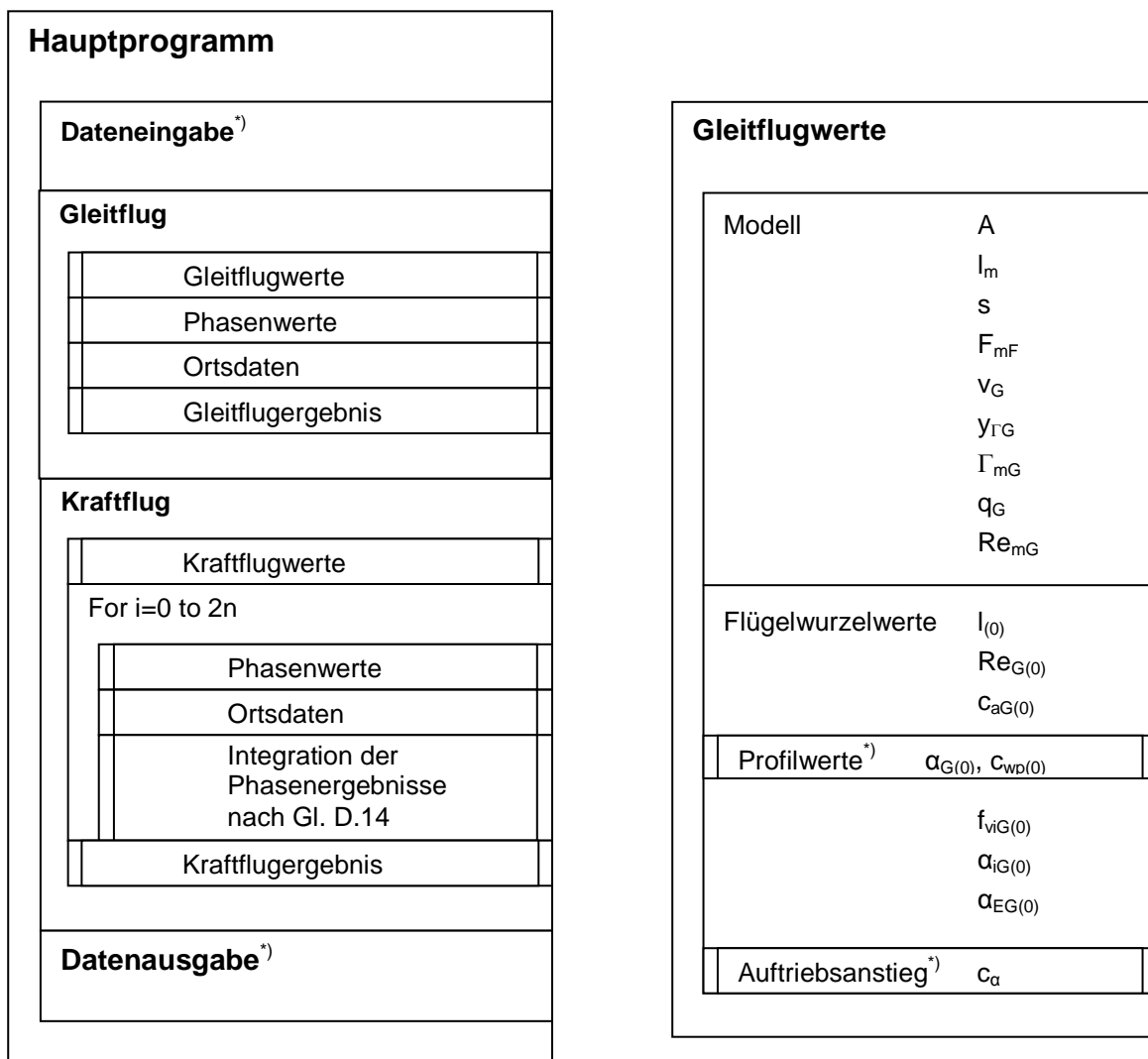
Symbol	Einheit	Bedeutung	Anwendung
$\phi_{(b)}$	Grad	Schlagwinkel während der Beschleunigung	B A.1
$\phi_E$	Grad	Schlag-Endlagenwinkel, gemessen ( $\pm$ ) von der gestreckten Flügelstellung	B 5.1, G 5.5
$\phi_{(t)}$	Grad	Schlagwinkel zum Zeitpunkt „t“, gemessen von der gestreckten Flügelstellung	G 5.1, B 8.2, G D.7
$\omega_{(t)}$	rad/s	Winkelgeschwindigkeit des Schlagflügels zum Zeitpunkt „t“	G 5.2, G D.6
$\omega_{\max}$	rad/s	maximale Winkelgeschwindigkeit des Schlagflügels, z.B. bei zeitlich sinusförmigem Verlauf	G 5.5, G D.5

## D Rechenschema

### D.1 Kraftflugrechnung

Es gibt eine ganze Reihe von Möglichkeiten, mit den hier beschriebenen Gleichungen die Aerodynamik eines Schlagflügels zu berechnen. Nachstehend wird ein bewährtes Verfahren<sup>\*)</sup> mit Hilfe von Nassi-Shneiderman-Diagrammen dargestellt. Auf- und Abschlag werden dabei nicht separat gerechnet, sondern eine ganze Schlagperiode auf einmal. Außerdem wird ein zeitlich sinusförmiger Bewegungsablauf des Schlagflügels vorausgesetzt. Die Programmstruktur kann zur Ausgabe von Phasen- und Taktwerten, sowie von Kennzahlen und anderen technischen Details weiter ausgebaut werden. Darüber hinaus ist es sehr zweckmäßig, mit der gleichzeitigen Ausgabe von Diagrammen zu arbeiten.

Zur automatischen Erzielung eines Kräftegleichgewichts, sind mehrere Rechengänge mit gezielter Variation der Eingangsparameter erforderlich (Abschnitt D.3).



<sup>\*)</sup> Unterprogramm nicht dargestellt

<sup>\*)</sup> etwa wie Rechenprogramm „Orni 2“ von <http://www.ornithopter.de/rechnung.htm>

Phasenwerte	
Gleitflug	Es läuft: Kraftflug
$v_K = v_G$ $\omega = 0$ $\phi = 0$ $y_\Gamma = y_{\Gamma G}$ $\Gamma_m = \Gamma_{mG}$	$v_K = v_K$ $\omega = \omega_{(i)}$ $\phi = \phi_{(i)}$ $y_\Gamma = y_{\Gamma K(i)}$ $\Gamma_m = \Gamma_{mK(i)}$

### Beispiel für Phasenwerte

Phasenwerte sind die zeitlich veränderlichen Basisdaten für die Berechnung längs des Flügels. Während einer Phase sind sie konstant. Die Rechnung beginnt mit dem Aufschlag in der unteren Endlage.

Zeitzähler während einer Schlagperiode ist „i“  $i = 0 \dots 2n$  (D.1)

Zeit  $t_{(i)} = \frac{i}{2 \cdot n} \cdot t_p$  (D.2)

Phasenwinkel  $\varphi_{(i)} = 2\pi \cdot \frac{t_{(i)}}{t_p} - \frac{\pi}{2}$  (D.3)

mittlere Winkelgeschwindigkeit  $\omega_m = \frac{4 \cdot \phi_E}{t_p}$  mit Schlagwinkel  $\phi_E$  in rad (D.4)

maximale Winkelgeschwindigkeit  $\omega_{\max} = 2\pi \cdot \frac{\phi_E}{t_p}$  (D.5)

Winkelgeschwindigkeit  $\omega_{(i)} = \omega_{\max} \cdot \cos \varphi_{(i)}$  (D.6)

Schlagwinkel  $\phi_{(i)} = \phi_E \cdot \sin \varphi_{(i)}$  (D.7)

Zirkulationskennzahl wenn  $i \leq n$   $c_{\Gamma K(i)} = c_{\Gamma G} - (c_{\Gamma G} - c_{\Gamma 1}) \cdot \cos \varphi_{(i)}$  (D.8)

sonst  $c_{\Gamma K(i)} = c_{\Gamma G} + (c_{\Gamma G} - c_{\Gamma 2}) \cdot \cos \varphi_{(i)}$  (D.9)

relativer Druckpunktastand  $y_{\Gamma K(i)} = \frac{c_{\Gamma K(i)}}{6 \cdot \pi}$  (D.10)

Zirkulationsfaktor  $k_{\Gamma K(i)} = \frac{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma G}}{l_0 \cdot c_\alpha} + \frac{270}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma K(i)}}{l_0 \cdot c_\alpha} + \frac{270}{b} \cdot \left( \frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma K(i)} \right)} \cdot k_v$  (D.11)

mittlere Zirkulation  $\Gamma_{mK(i)} = k_{\Gamma K(i)} \cdot \Gamma_{mG}$  (D.12)

Nur diese Phasenwerte sind zu ändern, wenn man statt einem sinusförmigen Bewegungsablauf einen mehr rechteckförmigen Verlauf beschreiben möchte (Kapitel 8). Dazu werden einfach zwischen den Beschleunigungsstrecken am Anfang und Ende eines jeden Taktes geradlinige Verläufe der einzelnen Parameter eingesetzt. Die Dauer der Beschleunigungsstrecken sollte dabei mit dem Eingangsparameter  $i_b$  frei wählbar sein.



Ortsdaten	
FOR j=0 TO n	
$y = j \cdot \frac{s}{n}$ $l_{(y)}$ $v_{u(y)}$ $v_{e(y)}$ $q_{(y)}$ $f_{\Gamma(0)}$ $\Gamma_{(y)}$ $f_{vi(y)}$ $\alpha_{i(y)}$ $R_{e(y)}$ $c_{a(y)}$ $F_{Q(y)}$ $F_{Wi(y)}$ $c_{wi(y)}$ $\delta_{(y)}$	
	Profilwerte*) $\alpha_{G(y)}, c_{Wp(y)}$
$\alpha_{E(y)}$ $\Delta\alpha_{E(y)}$ $V_{\Delta\alpha(s/2)}$ $F_{Wp(y)}$ $F_{V(y)}$ $F_{Wix(y)}$ $F_{Wiz(y)}$ $F_{Wpx(y)}$ $F_{Wpz(y)}$ $F_{AF(y)}$ $F_{AM(y)}$ $F_{S(y)}$ $M_{Schl(y)}$	
Integration nach Gl. D.13 und Phasenergebnis speichern	
Gleitflug EIN	
Ja	Nein
Verlauf von $\alpha_{E(y)}$ speichern	
Kraftflug EIN	
Ja	Nein
$P_{(t)}$ $V_{\Delta\alpha N}$	

### Gleitflugergebnis

$F_{WrG}$   
 $F_{WgesG}$   
 $c_{aG}$   
 $c_{wiG}$   
 $c_{wpG}$   
 $c_{wgesG}$   
 $\varepsilon$   
 $P_{VG}$   
 $v_{sG}$   
 $r_{mF}$   
 $M_{SchlG}$

### Kraftflugwerte

$E_{Batt}$   
 $V_K$

### Kraftflugergebnis

$P$   
 $V_{\Delta\alpha K}$   
 $F_{WrK}$   
 $F_{x\Sigma}$   
 $F_{z\Sigma}$

Kräftegleichgewicht  
erreicht

Ja

Nein

 $\eta_K$ 
 $\gamma_K$ 
 $h_s$ 
 $s_x$ 
 $t_K$ 

\*) Unterprogramm nicht dargestellt

## D.2 Numerische Integration

Die numerische Integration ist ein Verfahren zur näherungsweisen Berechnung der Fläche unter einem Funktionsverlauf. Dazu wird hier das Integrationsverfahren nach der Simpson-Regel angewendet. Nähere Einzelheiten darüber sind in Mathematikbüchern zu finden. In Folgendem sollen nur die Gleichungen und Zusammenhänge für Berechnungen am Schlagflügel kurz erläutert werden.

Mit den im Handbuch angegebenen Gleichungen der Aerodynamik und Dynamik kann man die Funktionsverläufe der verschiedenen Kräfte längs der Spannweite des Schlagflügels beschreiben. Die Fläche unter so einem Funktionsverlauf entspricht der Gesamtgröße der betreffenden Kraft. Sie lässt sich also durch numerische Integration bestimmen.

Das Verfahren beginnt mit der Berechnung einer Kraft an den Rechenstützstellen „j“ längs der Halbspannweite

$$j = 0, 1, 2, \dots, n$$

Je größer die Anzahl n, umso höher ist die Genauigkeit der Berechnung. Bewährt haben sich 10 bis 30 Rechenstützstellen längs der Halbspannweite. Die Anzahl n der Rechenstützstellen muss für das Simpson-Verfahren geradzahlig sein. Für die Gesamtkraft F längs der Halbspannweite s zum Zeitpunkt t gilt dann

$$F_{(t)} = \frac{s}{3 \cdot n} \cdot [F_{(0)} + 4 \cdot F_{(1)} + 2 \cdot F_{(2)} + 4 \cdot F_{(3)} + \dots + 4 \cdot F_{(n-3)} + 2 \cdot F_{(n-2)} + 4 \cdot F_{(n-1)} + F_{(n)}] \quad (D.13)$$

Die Kraft längs der ganzen Spannweite ist das Zweifache davon. Man setzt dazu einfach die Spannweite b anstelle der Halbspannweite s in die Gleichung ein.

Hat man den Verlauf der Schlaggeschwindigkeit und die Veränderung der Zirkulationskennzahl  $c_r$  vorgegeben (z.B. sinusförmig), so lässt sich auf diese Weise die Gesamtkraft in jedem Zeitpunkt einer Schlagbewegung berechnen (siehe hierzu Abbildung A.0).

Die zeitliche Integration all dieser Größen während einer Schlagbewegung erfolgt in analoger Weise. Man erhält so die Kraft eines ganzen Taktes, also von Auf- oder Abschlag.

$$F_N = \frac{1}{3 \cdot n} \cdot [F_{(t_0)} + 4 \cdot F_{(t_1)} + 2 \cdot F_{(t_2)} + 4 \cdot F_{(t_3)} + \dots + 4 \cdot F_{(t_{n-3})} + 2 \cdot F_{(t_{n-2})} + 4 \cdot F_{(t_{n-1})} + F_{(t_n)}] \quad (D.14)$$

Dabei wird in dieser Gleichung auf die Kraftimpulsbildung bewusst verzichtet (Kräfte sind anschaulicher, daher kein Zeitfaktor  $t_N$  über dem Bruchstrich). Diese Berechnung wird für beide Takte durchgeführt.

Um bei getrennter Berechnung von Auf- und Abschlag die Gesamtkraft einer ganzen Schlagperiode zu erhalten, werden einfach die jeweiligen Kräfte der beiden Takte addiert. Eine womöglich unterschiedliche Wirkungsdauer der Takte wird durch die gleichzeitige Multiplikation mit den jeweiligen Zeitanteilen berücksichtigt.

$$F_K = F_1 \cdot \frac{t_1}{t_p} + F_2 \cdot \frac{t_2}{t_p} \quad (D.15)$$

Alternativ zu der getrennten Ermittlung der Größen in den einzelnen Takten kann zeitlich auch gleich über die ganze Schlagperiode integriert werden.

### D.3 Numerisches Nullstellensuchverfahren

Bis zum Kräftegleichgewicht eines stationären Schlagfluges treten im Zuge des Rechenverfahrens immer wieder Probleme auf, bei denen sich die Unbekannte  $x$  einer Funktion  $y = f(x)$  nicht isolieren lässt. Dies ist insbesondere der Fall

- bei der Suche nach dem maximal zulässigen Zirkulationskennzahl  $c_{\Gamma}$ . Der Verlauf des Auftriebsbeiwertes längs der Spannweite soll dabei in seinem Maximum gerade so groß ist, dass er an den maximal zulässigen Auftriebsbeiwert des Flügelprofils heranreicht. Der Abstand dieser beiden Größen wird dann zu Null. Entsprechendes gilt auch für den minimal zulässigen Auftriebsbeiwert.
- bei der Berechnung einer ausgewählten Variablen, die im stationären Kraftflug zum Kräftegleichgewicht des Fluggerätes in  $x$ -Richtung führen soll. Ebenso bei der Variablen für das Kräftegleichgewicht in  $y$ -Richtung. Die Summe aller Kräfte in der jeweiligen Richtung ist dabei gleich Null<sup>\*)</sup>.
- bei der Berechnung der Konstruktion des Gelenkschlagflügels. Beim Herantasten an die richtigen Abmessungen soll der Unterschied zwischen Soll- und Ist-Verwindung zu Null werden.

Zur Lösung derartiger Probleme kann die Nullstellenbestimmung nach dem Newton-Verfahren angewandt werden.

Ob bei dem Rechenprogramm für Schlagflügel eine eigene Nullstellenfunktion erforderlich ist, hängt von der verwendeten Software ab. Verschiedene Mathematikprogramme bieten bereits fertige Nullstellensuchfunktionen an. Bei anderer Software, insbesondere solcher mit einer speziellen Programmiersprache, ist dies meist nicht der Fall.

Als Hilfestellung für die eigene Programmierung der Nullstellensuche wird hier ein numerisches Suchverfahren angegeben. Es lehnt sich an das Suchverfahren nach Newton an. Die dort erforderliche Ableitung der Funktion wird hier durch folgende numerische Approximation ersetzt.

$$x_{i+1} = x_i - \Delta_i \cdot \frac{f_{x_i}}{f_{(x_i + \Delta_i)} - f_{x_i}} \quad (\text{D. 16})$$

mit  $i = 0, 1, 2, 3, \dots$

für  $i = 0$   $\Delta_i = x / 1000$

für  $i > 0$   $\Delta_i = x_{i+1} - x_i$

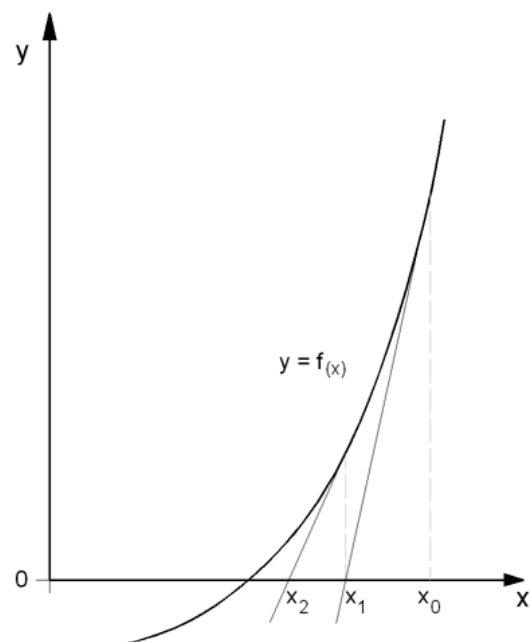


Bild D.1 Schema der Vorgehensweise

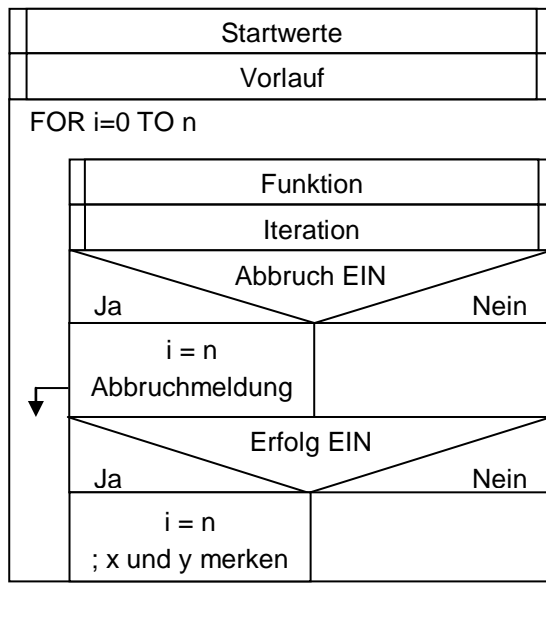
<sup>\*)</sup> Für die Suche nach dem gleichzeitigen Kräftegleichgewicht in  $x$ - und  $y$ -Richtung werden beide Nullstellensuchen abwechselnd solange wiederholt, bis die Kräfte in beiden Richtungen gleichzeitig zu Null werden. Für beide Nullstellensuchen sind dazu unterschiedliche Variable auszuwählen.

Der Benutzer muss zunächst die betreffende Funktion vorgeben, von der die Nullstelle gesucht werden soll. Dann sind die Startwerte des Rechnungsganges zu bestimmen. Dazu gehören insbesondere

- der Toleranzwert für die zulässige Abweichung von Null,
- eine Startnäherung der Variablen  $x$  und
- die maximale Schrittzahl der Rechengänge.

Je näher die Startnäherung der Variablen an der gesuchten Nullstelle liegt, umso weniger Rechnungsgänge sind erforderlich.

Der folgende Programmiervorschlag für die Nullstellensuche in Form eines Struktogramms ist etwas vereinfacht. Er führt nicht bei allen Eingaben und allen Funktionsverläufen zum Ziel. Dies ist insbesondere dann nicht der Fall, wenn bei einer Funktion mehrere Nullstellen vorliegen oder der Funktionsverlauf Wendestellen und Maxima bzw. Minima aufweist. Außerdem wird die Schrittweite nicht überwacht. Für die einfachen Funktionsverläufe des Schlagflügelrechenprogramms ist der Programmiervorschlag aber ausreichend.

**Nullstellensuche****Vorlauf**

Funktion
$F_1 = F_0$ ; aktueller Funktionswert
$V_3 = V_0$ ; aktuelle Variable merken
$V_1 = V_3 - \Delta$ ; neuer Variablenwert
$V_2 = V_1$ ; neue Variable merken
$F_2 = F_1$ ; aktuellen Funktionswert merken
$x = V_1$ ; neuen Variablenwert zuweisen

**Startwerte**

$n = 10$  ; max. Schrittzahl  
 $\delta = 10^{-6}$  ; zulässige Abweichung  
 ; von Null  
 $V_0 = [\text{Wert}]$  ; Startnäherung von x,  
 ; ein Schätzwert,  
 ; möglichst nahe der  
 ; Nullstelle von y  
 $F_0 = [\text{Wert}]$  ; großer Funktionswert  
 ; von y, z. B. Wert = 10  
 $\Delta = V_0 / 1000$  ; erste Schrittweite  
 ; (kleiner Wert)  
 Erfolg = AUS ; Flag zurücksetzen  
 Abbruch = AUS ; Flag zurücksetzen

**Funktion**

$y = f_{(x)}$ ; Funktionswert ermitteln
Für Kräftegleichgewicht z. B. $F_{Z\Sigma} = f_{(kv)}$

**Iteration**

FOR i=n TO 10

$F_1 = y$ ; aktueller Funktionswert	
$ F_1  < \delta$	
Ja	Nein
Erfolg = EIN	
; zu viele Schritte	
$i \geq n$	
Ja	Nein
Abbruch = EIN	
; Division durch Null vermeiden	
$F_1 - F_2 = 0$	
Ja	Nein
Abbruch = EIN	
$V_1 = V_3 - \frac{\Delta \cdot F_2}{F_1 - F_2}$ ; neuer Variablenwert	
$\Delta = V_1 - V_2$ ; neue Schrittweite	
$V_3 = V_2$ ; aktuelle Variable merken	
$V_2 = V_1$ ; neue Variable merken	
$F_2 = F_1$ ; aktuellen Funktionswert merken	
$x = V_1$ ; neuen Variablenwert zuweisen	

Wegen Mehrfachverwendung der hier aufgeführten Prozeduren werden die globalen Werte x und y den örtlichen Variablen  $V_1$  und  $F_1$  zugewiesen.

## E Nutzung des Wirbelsystems beim Vogelzug

### E.1 Der Ritt auf dem Schubstrahl

Beim Ornithopter sind die beiden Randwirbel entlang des Flugweges um seine Schubstrahlen gewickelt (siehe Bild 3.15). Die Randwirbel sind also nicht leiterförmig sondern schraubenförmig angeordnet. Jeder hat etwa die Gestalt einer stark in die Länge gezogenen Schraubenfeder, deren Wickelquerschnitt aber nicht unbedingt kreisförmig sein muss.

Auch die Steigung der schraubenförmigen Randwirbel längs des Flugweges wird nicht gleichmäßig sein. Sie wird natürlich immer beeinflusst durch die hier als konstant angenommene Fluggeschwindigkeit. Daneben wechseln sich aber andere Einflussfaktoren auf die Steigung ab. Im Bereich der Schlagmitte ist es insbesondere die Winkelgeschwindigkeit des Flügels und im Bereich der Schlagendlagen die Geschwindigkeit der Zirkulationsänderung.

Bei zeitlich nicht sinusförmigem sondern mehr rechteckförmigem Verlauf der Schlagflügel-Winkelgeschwindigkeit erfolgt im Bereich der Schlagflügelendlagen ein relativ kurzzeitiger Übergang zwischen den jeweiligen Zirkulationsverteilungen (siehe Abschnitt 8.3). Die Randwirbel wandern hier also entsprechend schnell vom rumpfnahen Bereich zur Flügelspitze und umgekehrt. Die Schraubensteigung des Randwirbels wird in diesem Zeitraum womöglich schon alleine dadurch geringer sein, als längs des übrigen Flugweges.

Zwischen den Takten erhält außerdem der von allen Wirbelfäden gemeinsam gebildete Randwirbel, durch seinen dort abzweigenden Anteil geschlossener Wirbelringe (siehe Bild 3.14), eine zusätzliche Tendenz sich senkrecht zur Flugbewegung auszurichten. Auch die Wirbelabschnitte im Bereich der Schlagflügelendlagen können daher als „Leitersprossen“ bezeichnet werden. Sie sind allerdings sehr schwach ausgeprägt.

Nur ein geringer Anteil des pulsierenden Wirbelsystems während des Abschlags erstreckt sich längs der ganzen Spannweite und umschließt demzufolge beide Schubstrahlen (wie im Abschnitt 3.2.7 erklärt, ist es in diesem Fall der Wirbelring mit  $\Gamma=1,3 \text{ m}^2/\text{s}$ ). Dieser Wirbelsystemanteil wird hier nicht näher untersucht. Ebenso nicht die geschlossenen Wirbelringe innerhalb der beiden Halbspannweiten, welche längs des Abschlag-Flügelweges nur den jeweiligen Schubstrahl umschließen (mit etwa  $\Gamma=1,5 \text{ m}^2/\text{s}$ , siehe Bild 2.10 und Bild 3.14). Alle diese Wirbelringe verstärken aber die oberen und die unteren Leitersprossen und verringern deren Steigung.

Unterhalb der unteren bzw. oberhalb der oberen Leitersprossen ist wie beim Goldauge jeweils eine einheitliche Strömungsrichtung nach vorne zu erkennen (siehe Bild 3.10). Durch die im Zuge der Schraubenlinie verringerte Randwirbelsteigung ist an diesen Stellen die Strömungsrichtung nach vorn besonders kräftig ausgebildet. Geht man davon aus, dass bei großen Vögeln ähnliche Wirbelsysteme<sup>\*)</sup> vorliegen wie bei großen Ornithoptern, so ist der nach vorne gerichtete Strömungsanteil womöglich ein Grund, weswegen manche Zugvögel in bestimmten linienförmigen Formationen dicht hintereinander fliegen.

Die Vögel werden wahrscheinlich die Oberseite des schraubenförmigen Randwirbels nutzen, denn dort sind die Sprossenwirbel infolge der gestreckten Flügelhaltung ausgeprägter als auf der Unterseite.

<sup>\*)</sup> Jeremy Rayner (1986) schreibt im BIONA-report 5, auf Seite 50 im untersten Abschnitt, dass Spedding's Versuche bei Vögeln ein Wirbelpaar zeigen, welches der Bewegung eines Flügelpunktes zwischen Handgelenk und der Flügelspitze folgt. Auch bei Vögeln wandert also der Randwirbel im äußeren Flügelabschnitt hin und her.

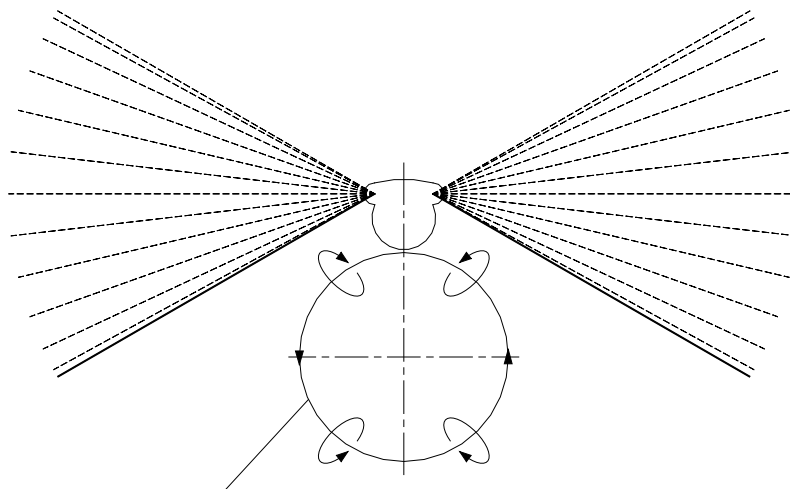
Außerdem stellt oben, die von der Flügelspitze nach außen abgeschleuderte Luft einen schräg nach oben gerichteten, schwachen Aufwind dar (hierzu Abschnitt 3.2.3 und 6.9).

Die oberen Leitersprossen der Randwirbel liegen wie eine Walzenbahnstraße mit eingebautem Antrieb hintereinander. Der jeweils nachfolgende Vogel braucht seinen Körper also nur noch auf diese Walzenbahnstraße zu legen, um die nach vorne gerichtete Strömung wie einen Rückenwind nutzen zu können (nächstes Bild).

Der Rückenwind wirkt insbesondere auf der Flügelunterseite des betrachteten Vogels. Dadurch wird dessen Flügelzirkulation unterstützt. Die Wirbelsysteme beider Vögel werden sich im weiteren Verlauf gegenseitig beeinflussen.

Der betrachtete Vogel wird vorzugsweise seinen immer auf gleicher Höhe liegenden Körper auf die Walzenbahnstraße legen. Er „reitet“ dabei sozusagen auf einem Schubstrahl seines Vorfliegers. Gleichzeitig sollen sich die Verwirbelungen der übrigen Vorflieger nicht störend auswirken. Dadurch erklärt sich der einseitige Versatz des Schwarms bzw. die V-Form der Vogelzugformation.

Da sich die Wirbeldurchmesser hinter dem Flügel erst einmal zu einer gewissen Größe entwickeln müssen, sich aber dann im weiteren Verlauf langsam auflösen, werden die Vögel bemüht sein, den optimalen Abstand einzuhalten und daher relativ dicht in einheitlichen Abständen hintereinander fliegen.



Schubstrahl des Vorfliegers

Bild E.1 „Ritt“ eines Ornithopters auf dem Schubstrahl seines Vorfliegers.  
Ansicht von hinten auf die linke Linie der V-Formation.

Wenn der Vogel die Sprossenwirbel seines Vorfliegers immer zu einem Zeitpunkt überfliegt, bei dem die eigenen Flügel die untere Endlage erreichen, so können auch die Armflügelabschnitte für einen kurzen Zeitraum vom Rückenwind profitieren (siehe vorstehendes Bild). Bei der Annäherung an die untere Endlage wird zunächst die eine Flügelseite vom Rückwind etwas abbekommen und beim Verlassen der unteren Endlage die andere Flügelseite. Die Position des Nachfliegers wird dadurch in seitlicher Richtung zentriert.

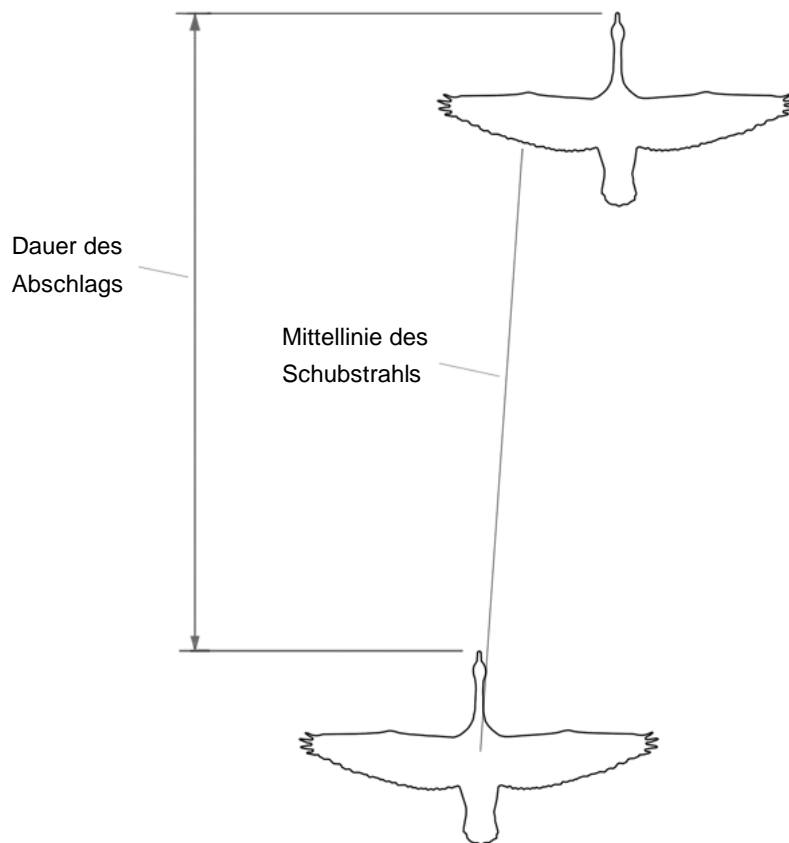


Bild E.2 Etwa maßstäbliche Formationsanordnung beim Ritt auf einem Schubstrahl  
Beispiel Graugans mit  $b = 1,63 \text{ m}$ ,  $v = 17,4 \text{ m/s}$ ,  $f = 3 \text{ Hz}$

Wenn das Überfliegen des Sprossenwirbels mit den Flügeln in der unteren Endlage tatsächlich vorteilhaft ist und die Vögel eines Formationsabschnittes – wie manchmal zu beobachten – über einen längeren Zeitraum im Gleichtakt schlagen, so wird ihr Abstand in Flugrichtung dem Flugweg während des Abschlages entsprechen. Es wäre interessant, diese Aussage einmal an Hand von entsprechenden Vogelzug-Filmaufnahmen zu überprüfen.

Der Rückenwind wirkt zeitlich versetzt auf die beiden Armflügel. Auch die Schräglage des Sprossenwirbels erfordert womöglich gewisse Ausgleichsmaßnahmen. Die Muskeln beider Flügel werden dadurch unterschiedlich beansprucht. Auch die Wirbelsystemanteile des Vorfliegers, welche dessen beide Schubstrahlen umschließen (hier bei etwa  $\Gamma = 1,3 \text{ m}^2/\text{s}$ ), führen zu einer einseitigen Beeinflussung beider Flügelseiten. Außerdem kann auch die eine Flügelspitze das Wirbelsystem des zweiten Schubstrahls des Vorfliegers streifen. In wie weit sich alle diese unsymmetrischen Einflüsse gegenseitig verstärken oder abschwächen ist nicht bekannt.

Gegebenenfalls kann der Vogel ungleiche Flügelkräfte durch seitlichen Versatz oder geringe Schräglage des Körpers über dem Schubstrahl seines Vorfliegers etwas ausgleichen. Wahrscheinlich bleibt aber eine gewisse einseitige Muskelbeanspruchung bestehen. Bei einem V-förmigen Vogelzug kann man jedenfalls immer wieder Vögel beobachten, welche die V-Formationsseite wechseln. Bei linienförmigem Vogelzug mit nur einseitigem Versatz scheint dagegen die ungleiche Beanspruchung der beiden Flügelseiten nicht vorzuliegen.



Nachteilig an dieser theoretischen Vorstellung des Formationsfluges ist insbesondere, die fast ausschließliche Nutzung des relativ schwach ausgebildeten Vorvogel-Anfahrwirbels der oberen Schlagendlage. Diese Wirbel können im Laufe einer Schlagperiode immer nur sehr kurzzeitig genutzt werden.

Vorteilhaft ist eine kleine automatische Zentrierung der seitlichen Position des Nachfliegers auf dem Schubstrahl, wenn sich seine Flügel beim Überfliegen des Sprossenwirbels in der unteren Endlage befinden. Das nur selten anzutreffende Formationsbild, mit seinem geringen seitlichen Versatz der einzelnen Vögel, ist aber keine große Stütze dieser Hypothese.

## E.2 Nutzung des Aufwindes

Eine andere, oft erwähnte Theorie besagt, dass der nachfliegende Vogel den Aufwind nutzen kann, den der Vorflieger an der Außenseite seiner Randwirbel erzeugt. Um die Verhältnisse am Schlagflügel etwas näher zu untersuchen, wurden mit einem Rechenmodell die Reiseflugdaten für einen Ornithopter ermittelt. Die Eingangsdaten wurden dabei nur grob optimiert.

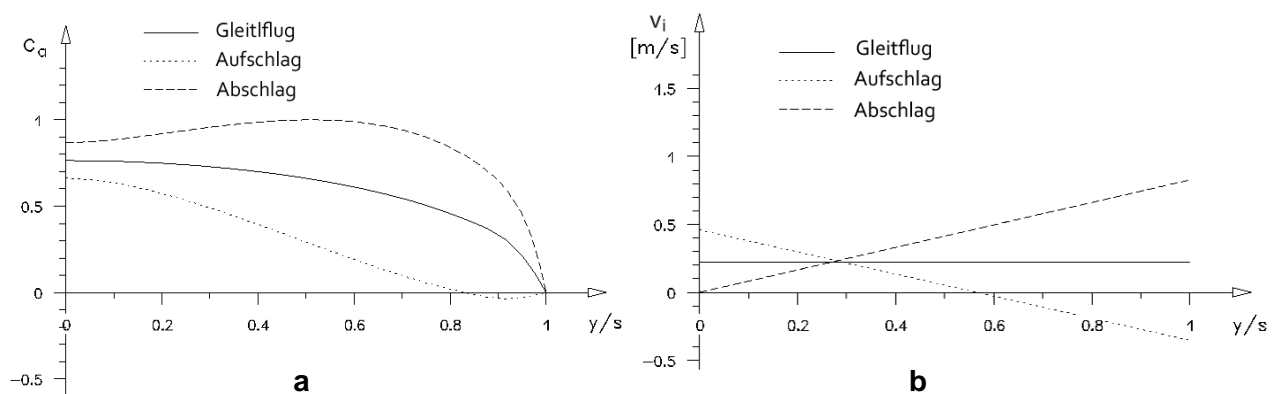
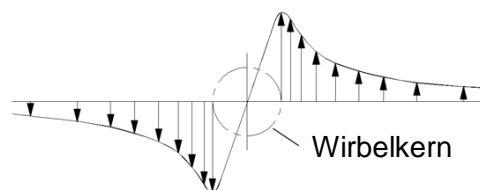


Bild E.3 Auftriebsbeiwert- und Abwindverteilungen beim Reiseflug in Schlagmitte des Rechenmodells mit  $c_{\Gamma 1}=5$   $c_{\Gamma 2}=9$   $k_{\Gamma 1}=0,52$   $k_{\Gamma 2}=1,57$   $t_p=0,80$  s  $v_K=12,2$  m/s  $P_K=41$  W



Von den Wirbelgesetzen ist bekannt, dass die Rotationsgeschwindigkeit eines einzelnen Wirbels hyperbolisch mit zunehmendem Abstand zum Wirbelkern abnimmt. Ein entsprechender Geschwindigkeitsverlauf ist in nebenstehendem Bild zu sehen.

Bild E.4 Umfangsgeschwindigkeit eines Wirbels

Symmetrische Doppelwirbel, wie sie hinter Tragflächen auftreten, zeigen zumindest auf ihrer Außenseite einen ähnlichen Geschwindigkeitsverlauf wie einzelne Wirbel. In folgendem Bild sind solche Verläufe für den Gleitflug und den Abschlag dargestellt. Man erkennt einen deutlichen Aufwind außerhalb des Flügels, der allerdings zur Seite hin stark abnimmt. Innerhalb der Spannweite herrscht hinter dem Flügel Abwind.

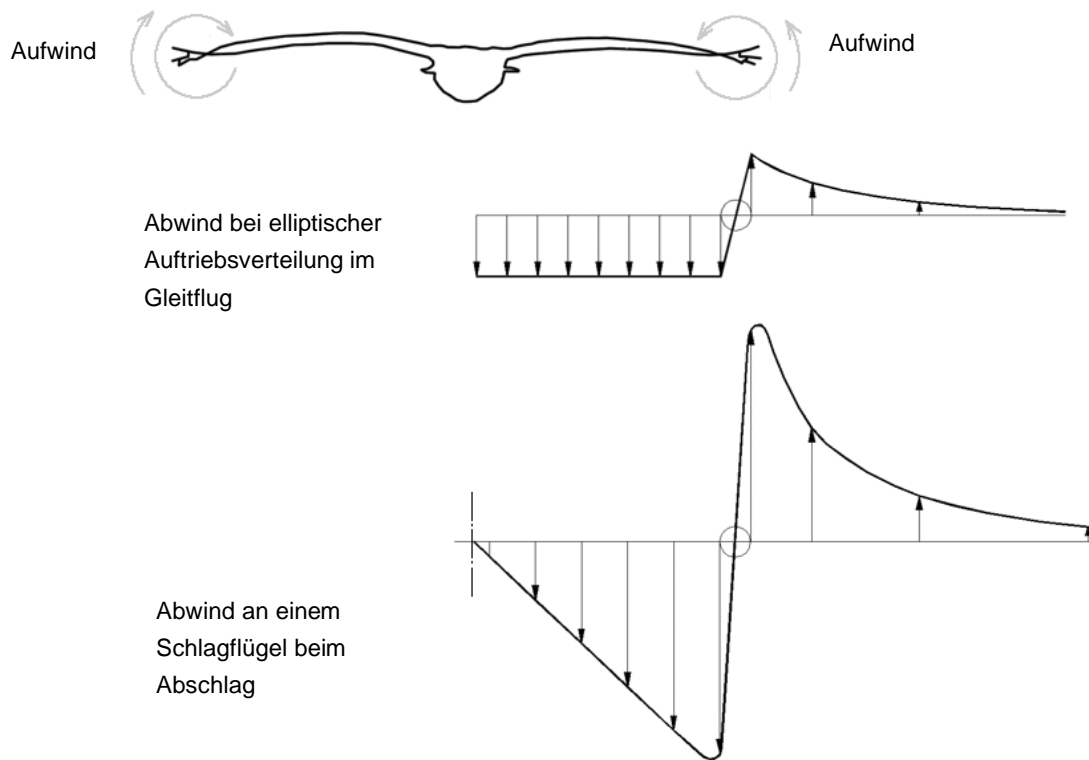


Bild E.5 Rückansicht einer fliegenden Gans und ihre Abwindverteilungen auf einer Flügelseite. Der Verlauf wurde auf der Grundlage von Bild E.3b geschätzt. Ebenso der Durchmesser der Wirbelkerne.

Der Aufwind des Gleitfluges ist schon in der seitlichen Entfernung von nur einer Halbspannweite von der Flügelspitze sehr klein. Der gegenseitige Abstand der beiden Wirbelkerne verringert sich weit hinter den beiden Tragflügelspitzen auf den theoretischen Wert  $0,78 \cdot b$ .

Der Geschwindigkeitsverlauf des Abschlagerandwirbels einer Schlagflügelseite ähnelt dem eines Einzelwirbels. Schon alleine wegen der hohen Gesamtzirkulation dieses Taktes ist sein Aufwindfeld sehr kräftig entwickelt. Aber auch beim Abschlag ist in der Entfernung einer Halbspannweite von der Flügelspitze die Aufwindgeschwindigkeit schon klein. Der Wirbelkernabstand des Doppelwirbels wird sich in diesem Fall erst nach kurzzeitiger Aufweitung infolge der Fächerwirkung des Schlagflügels (siehe Kapitel 3.2.3) verkleinern.

Darüber hinaus ist zu berücksichtigen, dass der Doppelwirbel des Abschlags, genau wie der des Gleitfluges, eine Eigenbewegung nach unten ausführt. Für den Nachflieger wird dadurch die Aufwindgeschwindigkeit entsprechend kleiner. Das Strömungsfeld des Doppelwirbels begrenzt außerdem die seitliche Aufwindfeldbreite. Beide Einflussfaktoren verkleinern den Aufwindeffekt.

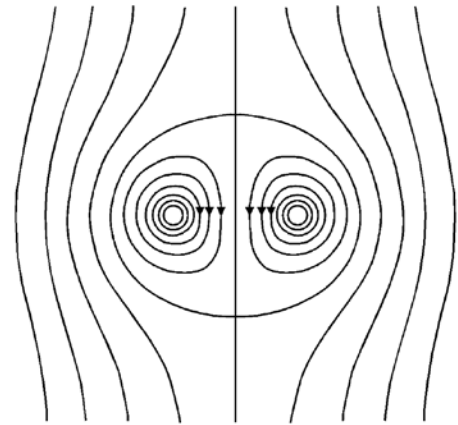


Bild E.6 Doppelwirbel mit Eigenbewegung nach unten

Etwas komplexer ist die Randwirbelbildung beim Aufschlag. Zunächst ist festzustellen, dass die Gesamtzirkulation des Flügelaufschlags im Rechenbeispiel nur etwa ein Drittel der Abschlagzirkulation beträgt (siehe Zirkulationsfaktoren von Bild E.3). Das wirkt sich auch auf die Stärke der Randwirbel aus.

Außerdem ist aus den Diagrammen von Bild E.3 ablesbar, dass es beim Aufschlag auf einer Flügelseite zwei „Randwirbel“ geben wird. Ein innerer Randwirbel liegt etwa in der Mitte der Flügelhalbspannweite, etwa dort, wo im Bild E.3b der Abwindverlauf durch Null geht. Er ist der Hauptwirbel des Aufschlags. Seine Zirkulationsrichtung ist die gleiche wie beim Abschlag. In der äußeren Hälfte der Halbspannweite herrscht also Aufwind. Der Wirbel selbst wird sich allerdings erst ein ganzes Stück hinter dem Schlagflügel formieren. Die daran beteiligten Wirbelfäden sind ja relativ gleichmäßig über einen großen Teil der Halbspannweite verteilt.

Die Zirkulationsverteilung des Aufschlags endet an der Flügelspitze mit einem zweiten Randwirbel. Dessen Stärke entspricht der meist kleinen, negativen Zirkulation. Außerdem liegt er im Aufwindfeld des Hauptwirbels. Auf Grund der Größenverhältnisse wird der kleine äußere Randwirbel im Nachlauf des Flügels um den Hauptwirbel kreisen und von ihm praktisch „eingewickelt“ werden.

Dieser kleine Randwirbel wird hier bei der Betrachtung des Formationsfluges generell vernachlässigt. Zudem ist unklar, wie es seitlich neben dem Flügel mit dem Aufwindfeld des Hauptwirbels weiter geht. Ohne Rechnung oder Messung ist das nur schwer zu ergründen. Aus diesem Grund wird hier der Aufwindverlauf des Aufschlags auch nicht dargestellt. Er spielt beim Formationsflug aber, wie gleich gezeigt wird, wahrscheinlich sowieso keine große Rolle.

Um den Abschlag-Aufwind des Vorfliegers zu nutzen kann man sich eine Flugformation etwa wie in folgendem Bild vorstellen. Beide Vögel sollen sich gerade in der gestreckten Flügelstellung der Abschlagphase befinden. Ihr Abstand in Flugrichtung ist willkürlich gewählt (daher Bruchlinien). Für den Nachflieger ist lediglich die ungefähre Lage der Flügelspitze auf der Randwirbelmittellinie des Vorfliegers von Bedeutung. Gleichzeitig wird er nach vorne zum Vorflieger den Abstand mit der optimalen Alterung der Wirbel wählen.

Die beiden Abschlag-Randwirbel sind hinten ein wenig gespreizt. Sie werden ja durch den Schlagflügel zunächst nach außen beschleunigt (siehe Abschnitt 3.2.3). Auch der Spreizungswinkel ist hier frei gewählt. Im Laufe der Zeit bzw. in einiger Entfernung hinter dem Vorflieger wird sich der Doppelwirbel des Aufschlags einrollen und dadurch wieder schmaler werden.

Beim Aufschlag in Schlagmitte liegen die Hauptwirbel etwa in der Mitte der Halbspannweiten. Sie sind hinten sicherlich – wenn überhaupt – deutlich weniger gespreizt als beim Abschlag. Bei der hier gewählten Anordnung ohne Spreizung wird der Nachflieger von den Aufschlagwirbeln des Vorfliegers in

der Regel kaum berührt. Daher wird beim Gedankenmodell der Aufwindnutzung nicht nur der äußere, sondern auch der innere Randwirbel des Aufschlags vernachlässigt. Nur der Abschlagwirbel ist dann für die Energierückgewinnung von Bedeutung.

Das Aufwindfeld des Abschlagwirbels mit seiner hyperbolischen Geschwindigkeitsverteilung kann sich bei der gewählten Fluganordnung wohl nur auf der rechten Halbspannweite des Nachfliegers auswirken. Der Aufwind wird dort womöglich nur in der äußeren Hälfte eine nennenswerte Größe erreichen. Dann ist aber zu klären, worin überhaupt der Vorteil für einen Nachflieger besteht, wenn nur auf einer Flügel-seite Aufwind herrscht.

Der Aufwind wirkt sich auf der betreffenden Flügel-seite des Nachfliegers wie eine Vergrößerung des Anströmwinkels aus. Dadurch vergrößern sich dort – zusätzlich zum Aufwind – auch noch der Anstellwinkel und damit der Auftrieb. Insbesondere das ungleiche Schlagmoment auf seinen beiden Flügel-seiten bereitet dem Nachflieger theoretisch erst mal ein Problem. Irgendwie muss er dem physikalischen Gesetz von Aktion und Reaktion auf seinen beiden Flügel-seiten wieder Gültigkeit verschaffen. Die dafür geeignete Ausgleichsmaßnahme des Vogels ist aber relativ einfach.

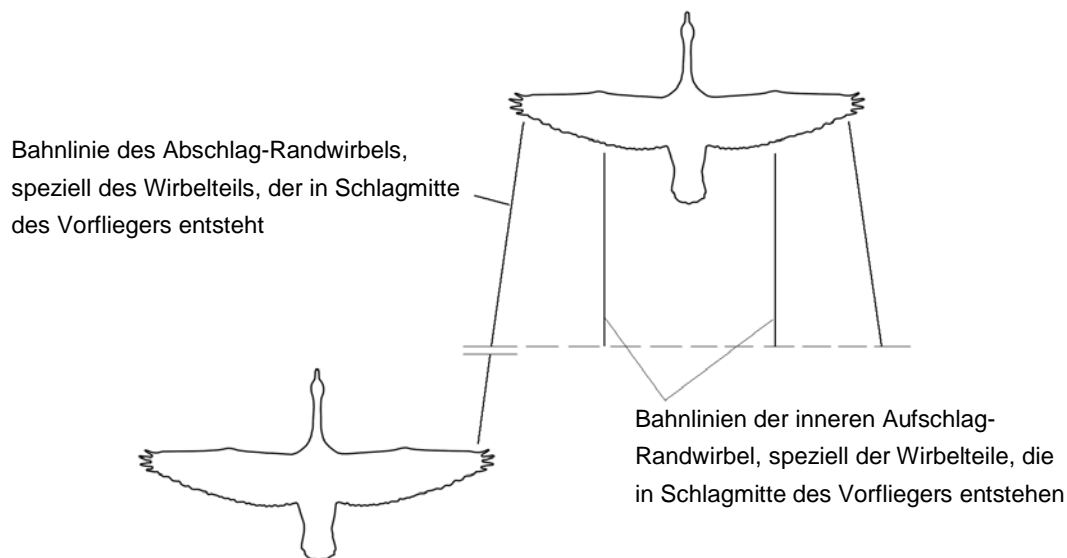


Bild E.7 Formationsanordnung bei Nutzung eines der beiden Randwirbel des jeweiligen Vorfliegers. Die im Bild genannten Wirbelteile von Auf- und Abschlag kommen zeitversetzt beim Nachflieger an.

Er braucht nur in den vom Aufwind betroffenen Flügelteilen den Anstellwinkel des Flügels auf den vorherigen Wert verringern (Die zur Anpassung erforderliche Verwindungskorrektur entspricht in ihrem Verlauf etwa dem Aufwindverlauf innerhalb des Flügels). Auftrieb und Schlagmoment haben dann auf beiden Flügel-seiten wieder die gleiche Größe wie ohne Aufwind. Damit ist der Vogel wieder im Gleichgewicht. Wo liegt aber nun der Vorteil des Aufwindes. Der Vogel muss sich ja scheinbar mit Aufwind genau so anstrengen wie ohne.

Trotz der angepassten Flügelverwindung bleibt die vom Aufwind veränderte Anströmrichtung bestehen. Daher neigt sich in beiden Schlagrichtungen der senkrecht zur Anströmung stehende Querkraftvektor mehr nach vorne. Beim Abschlag wächst so der Vortrieb und beim Aufschlag wird der Arbeitswiderstand kleiner (vergleiche Bild 1.2; Die Umfangsgeschwindigkeit  $v_u$  ist durch den Aufwind zu ergänzen). Der Vogel muss dieser einseitigen Kraftänderung zwar entgegensteuern, er würde ja sonst mit dem Kreisen beginnen und aus dem Vogelverband ausscheren. Den geraden Kurs kann er aber sicherlich mit seinen sonst üblichen Kurvensteuerungstechniken ohne viel Kraftaufwand beibehalten. Wie diese Techniken beim Schlagflug allerdings aussehen, ist noch ungewiss.

Der Vorteil des einseitigen Aufwindes liegt also in einer einseitigen Schubvergrößerung. Zum Ausgleich kann der Vogel den Unterschied zwischen den Zirkulationsverteilungen von Auf- und Abschlag auf beiden Flügelseiten verringern. Das reduziert die mechanische Flugarbeit und zusätzlich den induzierten Widerstand. Die Anforderungen an die exakte Einhaltung der Flugposition sind allerdings hoch. In der einen seitlichen Richtung verlässt der Nachflieger den kräftigen Teil des Aufwindfeldes. In der anderen Richtung ragt seine Flügelspitze in das daneben liegende Abwindfeld. Infolge der Kreisbahn der Flügelspitzen um die Flügelwurzel kann nur kurzzeitig eine effektive seitliche Aufwindposition der Flügel eingehalten werden. Rechts und links davon wird der zusätzliche Vortrieb rasch wieder kleiner.

Das Verfahren zur Nutzung des Aufwindfeldes hat eine weitere Schwachstelle. Wenn ein Vogel mit seiner Flügelspitze entlang dem Randwirbelkern seines Vorfliegers fliegt, so bewegt sich sein Flügel in kürzester Zeit (Größenordnung  $1/100$  sec) durch einen betrachteten Randwirbelquerschnitt. Beobachtet man dabei die Wirbelbewegung in diesem Querschnitt, so reicht schon in geringer Entfernung vom Wirbelkern die Zeit nicht aus, dass alle Luftteilchen einer Kreisbahn die Phase der Aufwärtsbewegung erreichen. Auch dem Flügel ausweichende Strömungsrichtungen werden zu beobachten sein. Nachdem der Flügel diesen Ort durchflogen hat, wird sich also der Randwirbel zwar deformiert, aber insgesamt nur wenig vermindert weiterdrehen. Relativ viel Bewegungsenergie bleibt in dem Randwirbel des Vorfliegers erhalten. Demzufolge kann nur ein geringer Teil der Wirbelenergie als Aufwind genutzt werden.

### E.3 Widerstandsminderung

Es gibt noch einen weiteren Wirkmechanismus, der einen größeren Teil des Randwirbels in die Energieumwandlung einbeziehen kann. An der Flügelspitze des Nachfliegers sind die Zirkulationsbewegungen der aufeinander treffenden Wirbel von Vor- und Nachflieger einander entgegen gerichtet (siehe folgendes Bild). Der Randwirbel des Nachfliegers wird sich daher nicht in der sonst üblichen Stärke entwickeln können. Dies führt zu einer Reduzierung seines induzierten Widerstandes auf der betreffenden Flügelseite. Die Anordnung der Flugformation ist dabei etwa die gleiche wie bei der Aufwindnutzung in vorstehendem Bild. Der Effekt wurde von der NASA 2001 mit zwei Düsenflugzeugen in gestaffelter Flugformation bereits praktisch nachgewiesen.

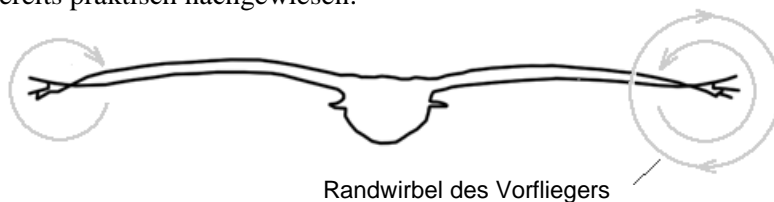


Bild E.8 Überlagerung der Randwirbel an der rechten Flügelspitze beim Abschlag des nachfliegenden Vogels

Auch dieser einseitigen Widerstandsminderung muss der Vogel entgegensteuern. Jede seitliche Kursabweichung gegenüber dem Vorflieger bedeutet für den Folgevogel eine Beeinflussung der Flugrichtung zur einen oder zur anderen Seite. Das deutet auf ein labiles Kurshaltevermögen hin. In dem Wirkungsschema ist kein gleichbleibender, selbstregelnder, kursstabilisierender Lenkprozess erkennbar. Das erklärt etwas die große zu beobachtende Schwankungsbreite des seitlichen Versatzes innerhalb einer V-Formation. Das gilt ganz besonders dann, wenn man auch noch den Regelungsprozess zur Kursstabilisierung über mehrere, hintereinander fliegenden Individuen der Flugformation betrachtet. Aber auch die relativ geringe Energieeinsparung von nur etwa 2,5 %<sup>\*)</sup> spielt für den Zwang zur Einhaltung eines bestimmten Abstandes für die Vögel eine Rolle. Die große zu beobachtende Schwankungsbreite

<sup>\*)</sup> Cutts, C.J. and Speakman J. R.: Energy savings in formation flight of pink-footed geese. *Journal of Experimental Biology* (1994) 189: 251-261

kann man in diesem Zusammenhang allerdings auch als eine Bestätigung dieser Formationsflughypothese betrachten.

Der Vorzug des Verfahrens der Widerstandsminderung gegenüber dem Ritt auf dem Schubstrahl, liegt insbesondere in der Nutzung des starken Abschlagrandwirbels. Wegen den Kreisbahnen der Flügelspitzen um die Schultergelenke ist aber fraglich, ob die Widerstandsreduzierung während der ganzen Abschlagdauer genutzt werden kann. Die Bahnlinien der schlagenden Flügelspitzen bzw. ihre Randwirbel decken sich ja bei einer Anordnung wie in Bild E.7 nur kurzzeitig. Nachstehender Wirkungsmechanismus ist aber darüber hinaus hilfreich.

Das Verfahren der Widerstandsreduzierung funktioniert auch dann noch, wenn der Randwirbel des Vorfliegers nicht auf die Flügelspitze, sondern nur auf den äußeren Flügelbereich des Folgevogels trifft. Zur Entstehung eines Flügelrandwirbels gehört ja immer auch eine Luftströmung längs des Flügels. Auf der Flügelunterseite ist sie zum Randwirbel hin und auf der Flügeloberseite von ihm weg gerichtet (nächstes Bild). Der von vorne ankommende Wirbel des Vorfliegers wirkt dieser Längsströmung am Flügel des Nachfliegers entgegen. Dadurch wird der Randwirbel des Nachfliegers geschwächt. Die damit verbundene Widerstandsreduzierung lässt allerdings nach, je mehr sich der Randwirbel des Vorfliegers der Flügelwurzel des Nachfliegers nähert.

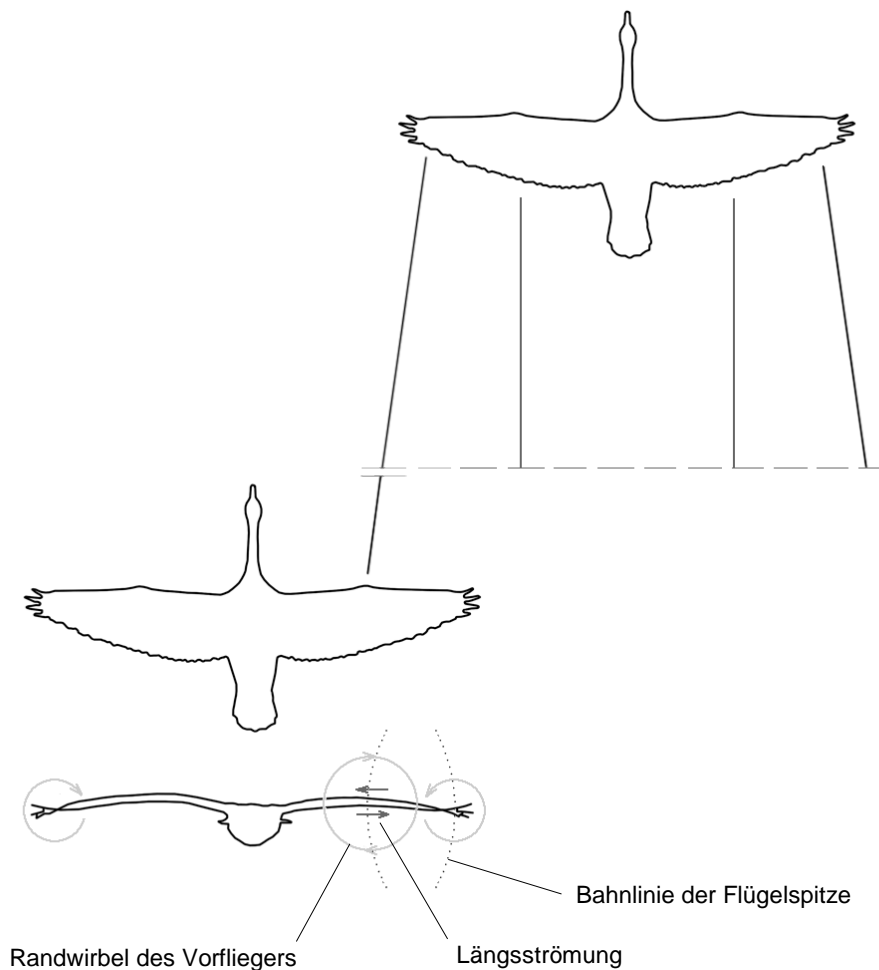


Bild E.9 Überlagerung des Randwirbels etwa in Flügelmitte des nachfliegenden Vogels

Bei diesem Verfahren ist die zulässige Toleranz des seitlichen Abstandes von Vor- und Nachflieger relativ groß. Eine Nutzung ist wahrscheinlich während der ganzen Abschlagdauer in hohem Maße möglich. Ein eventuell gleichzeitig vorhandener Schubgewinn infolge eines Aufwindes geht dabei

allerdings weitgehend verloren. Ob stattdessen vielleicht beim Aufschlag, je nach Wirbelspreizung und seitlichem Versatz, der Aufwind vom Aufschlagwirbel des Vorfliegers mit genutzt werden, ist offen.

Womöglich wenden die Vögel mehrere der vorstehend beschriebenen Energieeinsparungsmöglichkeiten an – entweder gleichzeitig, abwechselnd, oder je nach Vogelart und Flugreisesituation eine andere. Jedenfalls ist der Versuch, die verschiedenen Hypothesen mit der Wirklichkeit in Einklang zu bringen, mit Schwierigkeiten verbunden. Vergleicht man insbesondere die seitlichen Abstände zwischen Vor- und Nachfliegern, so stimmt nur sehr selten eine Flugformation mit einem der hier beschriebenen Verfahren überein. Zu unterschiedlich und zu ungleichmäßig sind ihre auf vielen Fotos festgehaltenen, vorderen und seitlichen Abstände. Man findet sozusagen für jede Hypothese den passenden fotografischen „Beweis“. Bei zufälliger Auswahl einiger Vogelzugfotos fällt auch kaum eine Häufung der einen oder anderen Formationsanordnung auf.

Messungen im Windkanal bei entsprechenden Rezahlen, – auch nur mit starren, nicht schlagenden Tragflügeln – und detaillierte numerische Strömungsberechnungen der Randwirbel, wären bei der weiteren Aufklärung des Vogelformationsfluges sicher sehr hilfreich.

## **Fotodokumentation**

Die folgenden Fotos können einen Eindruck von der schon recht attraktiven Flugweise der Ornithopter vermitteln. Sie wurden von meinem Bruder Wolfgang aufgenommen, der die Flugexperimente fotografisch begleitet hat.





Foto1

Vorbeiflug



Foto 2

Flügel in der oberen Endlage



Foto 3

Linkskurve





Foto 4

Start am Hang





Foto 5

Ornithopter Typ EV7



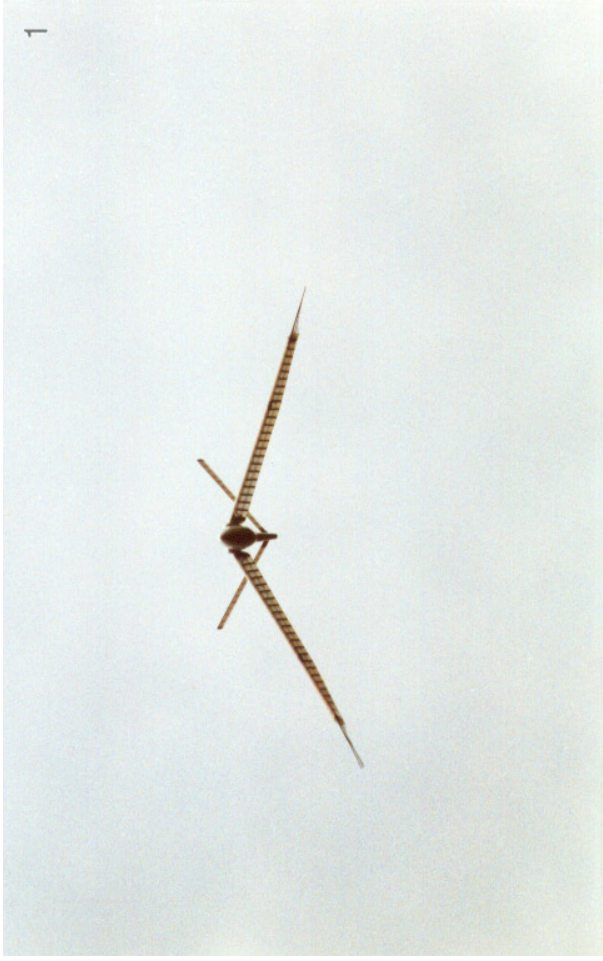
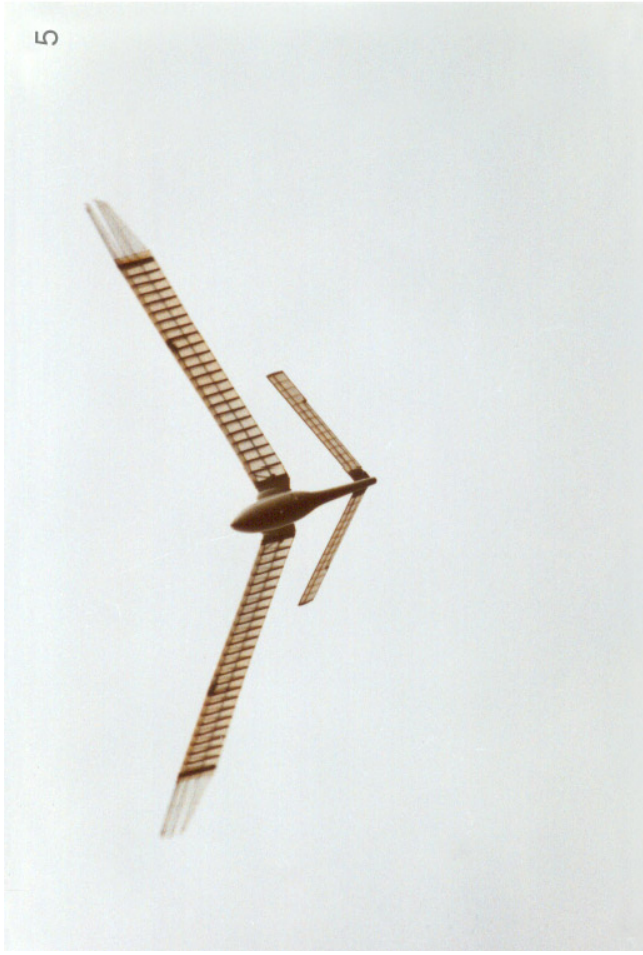


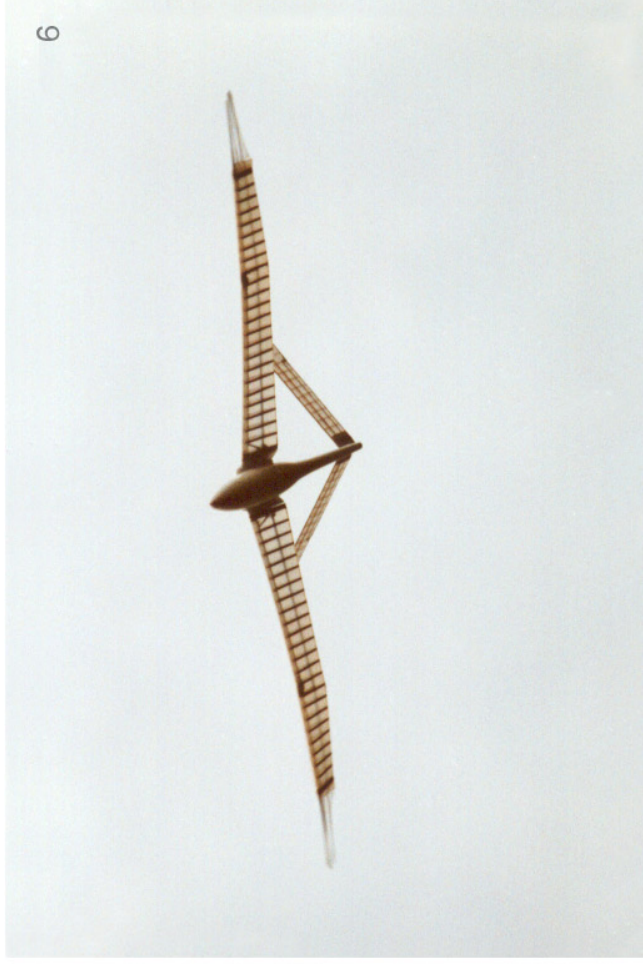
Foto 6

Anflug mit "Schwungfedern"

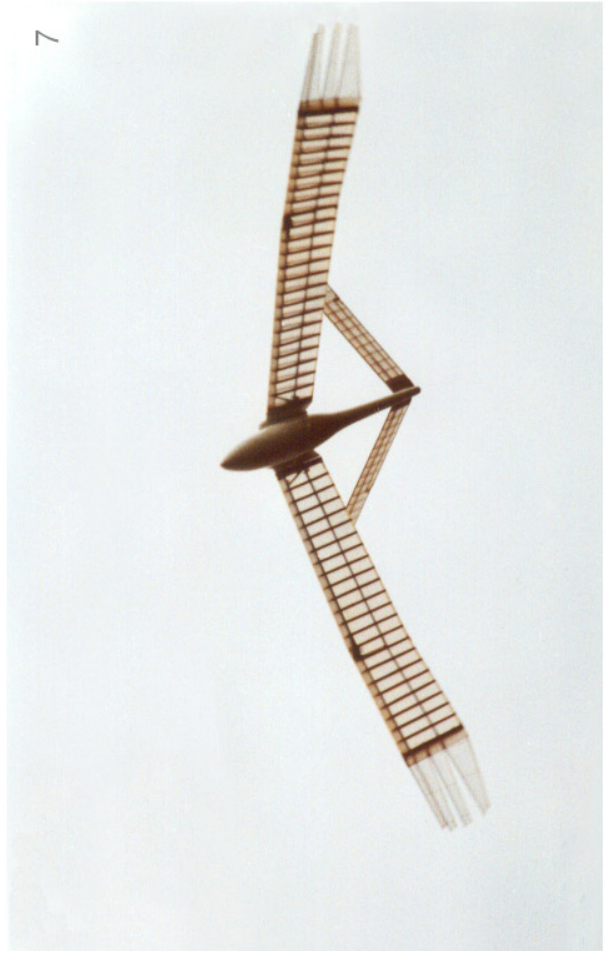




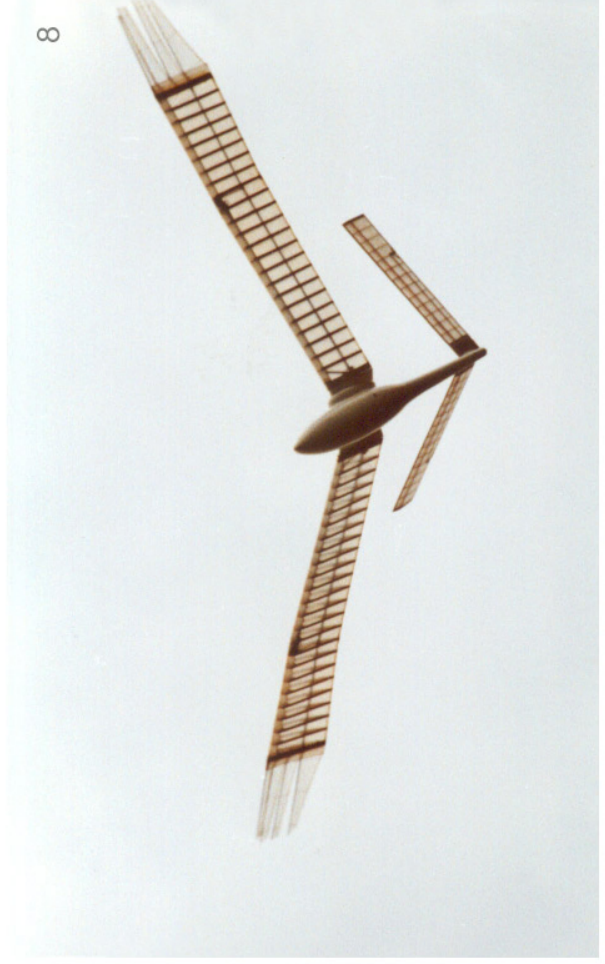
5



6



7



8





Foto 8

Flügelverwindung beim Aufschlag





Foto 9

Flügelverwindung beim Abschlag





Foto 10

Flügelverwindung im Gleitflug



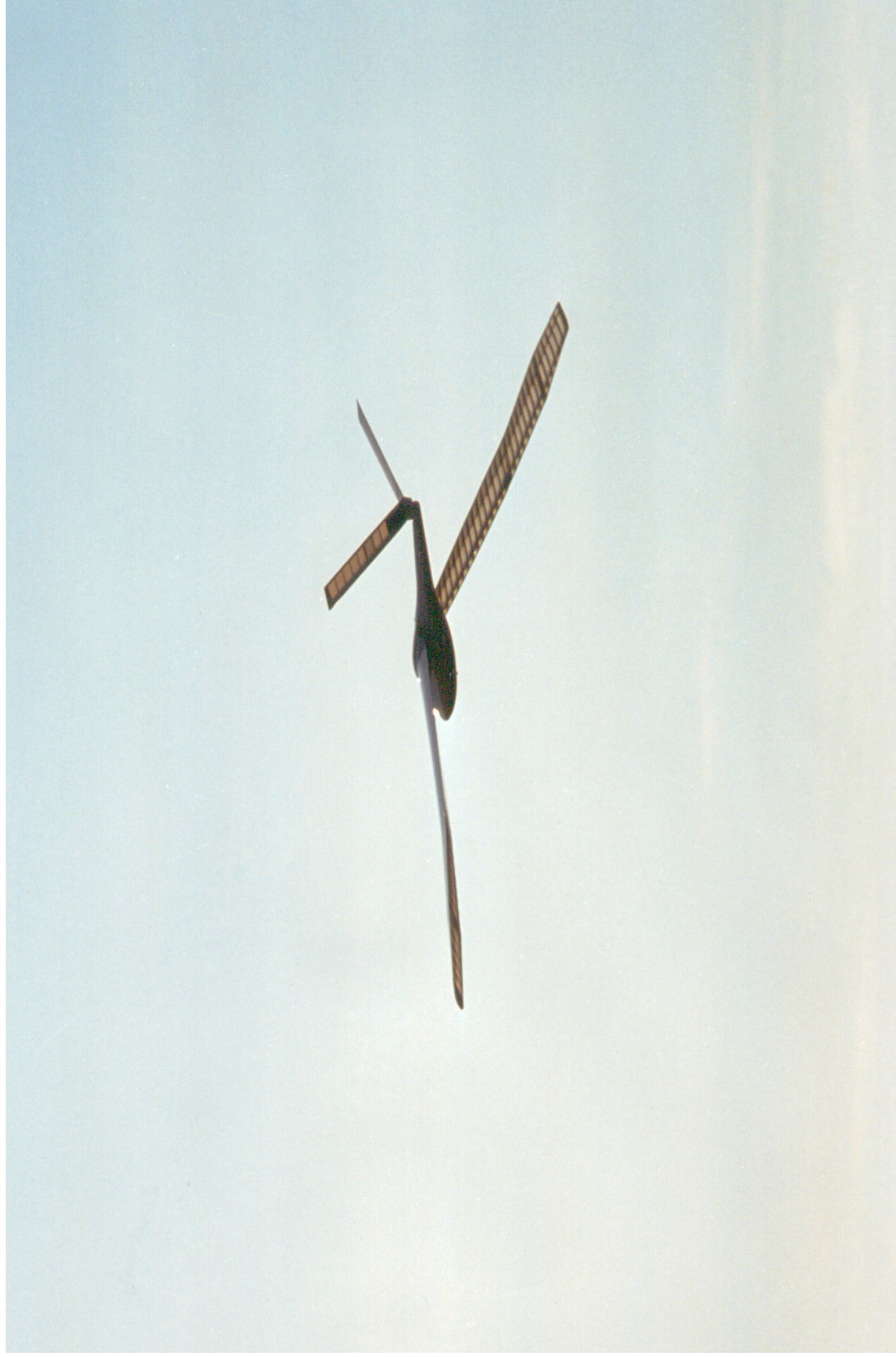


Foto 11

Überflieger





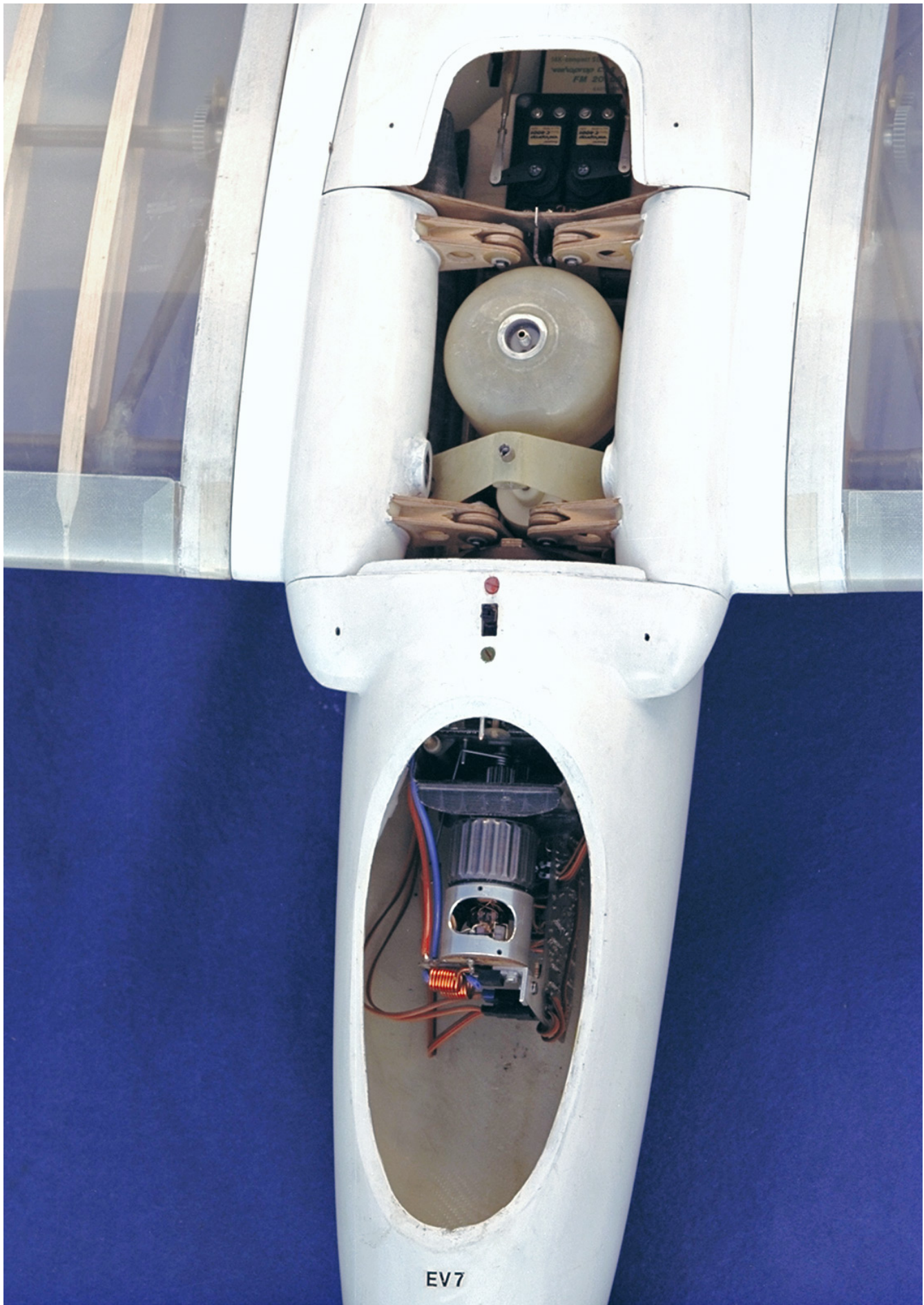
Foto 12

Kein Ornithopterschwarm, sondern die Fotomontage einer Bilderserie in Originallage



Foto 13 Schlagflügelantrieb mit Kompensations- und Endlagenfeder





EV7

Foto 14

Einbauten

## Literaturhinweise

- Althaus Dieter: Profilpolaren für den Modellflug. Neckar-Verlag, VS-Villingen 1980
- Althaus Dieter: Profilpolaren für den Modellflug Band 2. Neckar-Verlag, VS-Villingen 1985
- Archer R. D., J. Sapuppo, D. S. Betteridge: Propulsion characteristics of flapping wings. *Aeronautical Journal*, Sept. 1979, S. 355-371
- Bilo Dietrich: Flugbiophysik von Kleinvögeln. Zoologisches Institut der Universität München, 1970
- Betz Albert: Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust. Nachrichten von der Königlichen Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, mathematisch-physikalische Klasse, Weidmannsche Buchhandlung, Berlin 1919
- Brodsky, A. K. and V. D. Ivanov: The role of vortices in insect flight. *Zool. Zh.* 63/1986, Seite 197-208
- Clauss Günther: Schlagflügel und Wirbelstraße. Fortschritt Berichte, VDI Zeitschrift, Reihe 7, Nr. 7, Juni 1968
- Dubs F.: Aerodynamik der reinen Unterschallströmung. Birkhäuser Verlag, Basel, Boston, Stuttgart, 1979
- Durand William Frederick: Aerodynamic Theorie. Julius Springer, Berlin 1935
- Göbel D. und Oehler C. :Untersuchung über die Beschleunigung von Nachlaufströmungen für Vortriebszwecke. *Z. Flugwissenschaft* , 12/1964, Heft 11, S. 402 bis 407
- Händler Horst: Schwingenflugmodelle. Flug + Modelltechnik, 326-3/83, S. 207-209, Verlag für Technik und Handwerk GmbH, Baden-Baden 1983
- Hertel Heinrich: Struktur Form Bewegung, Biologie und Technik. Krausskopf-Verlag GmbH, Mainz 1963
- Herzog Karl: Anatomie und Flugbiologie der Vögel. Gustav Fischer Verlag, Stuttgart 1968
- Herzog Karl: Der Schwingenflug in Natur und in der Technik. *Mechanikus*, Heft 1-4/63; 10-12/63; 1-3/64, J. F. Schreiber Verlag, Esslingen am Neckar 1963
- v. Holst Erich: Zur Verhaltensphysiologie bei Tieren und Menschen. Gesammelte Abhandlungen, Band II, R. Piper & Co Verlag, München 1970
- Jones Robert T.: The spanwise distribution of lift for minimum induced drag of wings having a given lift and a given bending moment. National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note 2249, Sept. 1950
- Jones Robert T.: Wing flapping with minimum energy. *Aeronautical Journal*, July 1980, S. 214-217
- Kramer Max: Die Zunahme des Maximalauftriebes von Tragflügeln bei plötzlicher Anstellwinkelvergrößerung. *Zeitschrift für Flugtechnik*, 23. Jahrgang, Nr. 7, 14. April 1932
- Liebe Wolfgang: Die Hinterkante als Quelle der Kraft zum Fliegen und Schwimmen. BIONA-report 3, S. 219-230, Publ. Akad. Wiss. Lit. Mainz, Gustav Fischer Verlag, Stuttgart, 1985

- Lilienthal Otto: Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst, R. Gärtner, Berlin 1889, (Neudruck Oldenbourg Verlag München, 1977)
- Lippisch Alexander: Theoretische Grundlage des Schwingenfluges. Flugsport, 17. Jahrgang 1925, Nr. 11, S.246-253
- Lippisch Alexander: Schwingenflugmodell des NSKF. NSKF Berlin 1938, S. 18-32
- Lyon Christopher A., Andy P. Broeren, Philippe Giguère, Ashok Gopalarathnam and Michael S. Selig: Summary of Low-Speed Airfoil Data Volume 3. SoarTech Publications Virginia Beach, Virginia, USA, 1997
- Nachtigall Werner: Funktionen des Lebens. Hoffmann und Campe Verlag, Hamburg 1977
- Nachtigall Werner: Warum die Vögel fliegen. Verlag Rasch und Röhring, Hamburg-Zürich 1985
- Nachtigall Werner (ed): BIONA-report 3: Bird flight – Vogelflug. Publ. Akad. Wiss. Lit. Mainz, Gustav Fischer Verlag, Stuttgart, 1985
- Oehme Hans: Flug und Flügel von Star und Amsel, Teil 1. Biologisches Zentralblatt, Band 82, Heft 4, VEB Georg Thieme, Leipzig, 1963
- Oehme Hans: Über den Kraftflug großer Vögel. Beiträge zur Vogelkunde, Band XI, Akademische Verlagsgesellschaft Geest & Portig K.-G., Leipzig, 1965
- Oehme Hans: Physiologische und morphologische Aspekte der Muskelleistung fliegender Tiere. Biologische Rundschau, Band 6, Heft 5, 1968
- Oehme Hans: Möglichkeiten und Grenzen der Flugleistungsbestimmung unter Verwendung aerodynamisch begründeter Rechenmodelle. BIONA-report 3, S. 231-254, Publ. Akad. Wiss. Lit. Mainz, Gustav Fischer Verlag, Stuttgart, 1985
- Oehme Hans: Vom Flug des Habichts *Accipiter gentilis* (L.). Ann. Naturhist. Mus. Wien, 88/89, B, 67-81, 1986
- Phillips Hewitt: The Fuselage Motion of Ornithopters. The Eighteenth Annual Symposium Report of the National Free Flight Society, 1985, pp.49-53
- Piskorsch Adolf: Bewegte Schwingen. Selbstverlag, Sontheim an der Brenz 1975
- Pröll Arthur: Grundlagen der Aeromechanik und der Flugmechanik. Springer Verlag, Wien 1951
- Rayner Jeremy M. V.: Vertebrate flapping flight mechanics and aerodynamics, and the evolution of flight in bats. BIONA-report 5, S. 27- 74, Gustav Fischer Verlag, Stuttgart, 1986
- Schmitz F. W.: Aerodynamik des Flugmodells. Luftfahrt-Verlag Walter Zuerl, Steinebach-Wörthsee 1975
- Selig Michael S., Donovan John F. and Fraser David B.: Airfoils at low speed, Soartech 8. H. A. Stokely, publisher, 1504 North Horseshoe Circle, Virginia Beach, Virginia 23451 USA, 1989
- Selig Michael S., Christopher A. Lyon, Philippe Giguère, Cameron P. Ninham and James J. Guglielmo: Summary of Low-Speed Airfoil Data Volume 2. SoarTech Publications Virginia Beach, Virginia, USA, 1996



---

Simons Martin: Flugmodell-Aerodynamik. Übersetzt von Hans-Walter Bender, Verlag für Technik und Handwerk GmbH, Baden-Baden 1968

Stolpe Max, Zimmer Karl: Der Vogelflug. Akademische Verlagsgesellschaft mbH, Leipzig 1939

Tennekes Henk: Kolibris und Jumbo-Jets. Birkhäuser Verlag, Basel, Boston, Berlin 1997