

WARUM VÖGEL UND MINI-FLUGGERÄTE KEIN SEITENLEITWERK BRAUCHEN

G. Sachs

Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung
Technische Universität München
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching

ÜBERSICHT

Das Seitenleitwerk ist eine typische Komponente der aerodynamischen Konfiguration von Flugzeugen. Im Gegensatz dazu gibt es keinen Vogel, der ein Seitenleitwerk aufweist. Dies ist ein höchst bemerkenswerter Unterschied im Hinblick auf die Fähigkeit, fliegen zu können. Ausgehend von den flugmechanischen Funktionen des Seitenleitwerks, wird dargelegt, dass kleine Flugobjekte, wie Vögel oder Mini-Fluggeräte, eine hohe dynamische Rückstellfähigkeit in der Gierachse (Frequenz der Roll-Gier-Schwingung) besitzen können, auch wenn die statische Gier-Stabilität klein ist. Hierzu wird außerdem gezeigt, dass der Flügel allein das erforderliche Maß an statischer Gier-Stabilität aufbringen kann. Weiter wird dargelegt, dass das erforderliche Gier-Dämpfungsmoment mit einer Verringerung der Größe eines Flugobjektes zurückgeht. Daher kann auch hier der Flügel allein das erforderliche aerodynamische Moment generieren. Ein anderer Aspekt betrifft die Spiralbewegung. Dazu werden mögliche Auswirkungen leitwerksloser Konfigurationen betrachtet. Im Hinblick auf unsymmetrische Flugzustände wird dargelegt, dass Steuerung und Trimmung auch ohne Seitenleitwerk möglich sind. Von den Vögeln kann gelernt werden, dass aerodynamische Konfigurationen, die kein Seitenleitwerk brauchen, auch für flugtechnische Anwendungen möglich sind. Dies betrifft Mini-Fluggeräte, deren Größe von den Werten großer Vögel mit einer Spannweite von 3 - 4 m bis zu einer Länge von einigen cm (Micro Air Vehicle) reicht.

1. EINLEITUNG

Das Seitenleitwerk als typische Komponente der aerodynamischen Konfiguration von Flugzeugen findet sich bei allen Flugzeugklassen, angefangen von den kleinsten Fluggeräten über die Segel- und Ultralight- bzw. Leichtflugzeuge bis hin zu den größten Transportflugzeugen oder den schnellsten Flugzeugen des Über- und des Hyperschalls. Demgegenüber gibt es keinen Vogel, der ein Seitenleitwerk besitzt. Dieser Unterschied zwischen den Vögeln und den Flugzeugen ist umso be-

merkenswerter, als sie die anderen Komponenten der aerodynamischen Konfiguration, die für den Flug essentiell sind, gemeinsam haben, d.h. den Flügel, das Höhenleitwerk und den Rumpf.

Das Seitenleitwerk hat unterschiedliche Funktionen. Eine Funktion betrifft die Stabilität bezüglich der Gierachse (Windfahnenstabilität, Roll-Gier-Schwingung), für die das Seitenleitwerk von primärer Bedeutung ist. Das Problem der Stabilität des Vogelflugs ist Gegenstand neuerer Forschungsarbeiten, die zu wichtigen Ergebnissen geführt haben [1-3]. Der Schwerpunkt betrifft hierbei die Längsbewegung. Hinsichtlich der Seitenbewegung liegen Aussagen qualitativer Art vor. Weitere Forschungsarbeiten auf dem Gebiet Vogelflugsstabilität sind mit Vogelmodellen befasst [4, 5]. Damit konnten bedeutsame Ergebnisse über die Stabilitätseigenschaften der Seitenbewegung erzielt werden. Ein zentraler Aspekt weiterer Forschungsarbeiten [6, 7] gilt der Frage, wie die Stabilität in der Gierachse bei den Vögeln erzielt wird und warum sie kein Seitenleitwerk für diesen Zweck brauchen. Insbesondere geht es auch darum, welche Komponente der aerodynamischen Konfiguration der Vögel die Funktion übernehmen kann, die das Seitenleitwerk für die Stabilität in der Gierachse hat.

Das Seitenleitwerk hat weitere Funktionen, für die es ebenfalls von primärer Bedeutung ist. Dies betrifft die Dämpfung in der Gierachse sowie die Aussteuerung von unsymmetrischen Flugzuständen, vgl. z.B. [8, 9]. Auch hier stellt sich die Frage, welche Komponente einer aerodynamischen Konfiguration ohne Seitenleitwerk diese Funktionen übernehmen kann.

Die geschilderte primäre Bedeutung des Seitenleitwerks in der Gierachse lässt sich mit den folgenden Zahlenrelationen verdeutlichen. Für Flugzeuge kann man ansetzen, dass der Beitrag des Seitenleitwerks an der Gierdämpfung C_{nr} bei etwa 80 % bis 90 % liegt [10]. Hinsichtlich der statischen Gierstabilität $C_{n\beta}$ kann man ebenfalls von hohen Werten ausgehen. Hierbei ist noch zu berücksichtigen, dass der instabile Rumpfeinfluss auszugleichen ist. Um ein Seitenruder-Giermo-

ment $C_{n\zeta}$ generieren zu können, ist ein Seitenleitwerk erforderlich, d.h. der Beitrag lässt sich hier mit 100 % ansetzen.

Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, einen Beitrag zur Klärung der angeschnittenen Fragen zu leisten. Darauf aufbauend, ist ein weiteres Ziel die mögliche Nutzung einer aerodynamischen Konfiguration ohne Seitenleitwerk für die Flugtechnik. Von den Vögeln kann man lernen, wie derartige Konfigurationen und die damit verbundenen Vorteile für Flugzeuge genutzt werden können. Dies ist von besonderer Bedeutung für Fluggeräte, die in der Größe mit den Vögeln vergleichbar sind. Dementsprechend kann man im Hinblick auf die Größe davon ausgehen, dass sie von Flugzeugen mit einer Spannweite von etwa 3 - 4 m bis zu den Mikro-Fluggeräten reicht, die kleiner als 15 cm in der Länge, Breite oder Höhe sind (vgl. z.B. [11]).

2. GIERSTABILITÄT

Als eine Art Grundfunktion des Seitenleitwerks kann man die Sicherstellung der Gierstabilität ansehen. Hierfür sind die folgenden beiden Punkte von Bedeutung:

- Statische Gierstabilität
- Dynamische Gierstabilität

Für die statische Gierstabilität – oder Windfahnenstabilität – ist das Schiebe-Giermoment $C_{n\beta}$ maßgeblich. Danach gilt für Stabilität

$$(1) \quad C_{n\beta} > 0$$

Als Maß für die dynamische Gierstabilität kann man die natürliche Frequenz der Roll-Gier-Schwingung ansetzen, die näherungsweise gegeben ist durch

$$(2) \quad \omega_{nRG} \approx \frac{s}{i_z} \sqrt{\frac{g}{s} \frac{C_{n\beta}}{C_L}}$$

Diese Größe beschreibt die dynamische Rückstellfähigkeit und Schnelligkeit, mit der ein Flugobjekt – sei es ein Flugzeug oder Vogel – auf eine Störung in der Gierachse antwortet. Um hierfür ein Mindestmaß sicherzustellen, kann man einen Wert $\omega_{nRG,min}$ mit der Forderung einführen, dass gilt

$$(3) \quad \omega_{nRG} \geq \omega_{nRG,min}$$

Diese Beziehung schließt die Forderung nach statischer Gierstabilität $C_{n\beta} > 0$ mit ein, so dass im Folgenden nur das dynamische Problem zu betrachten ist.

Mit den Gln. (2) und (3) kann man eine Forderung nach einem Mindestwert des Schiebe-Giermomentes ableiten, für den gilt

$$(4) \quad C_{n\beta,min} = \frac{s}{g} \left(\frac{i_z}{s} \right)^2 C_L \omega_{nd,min}^2$$

Mit dieser Relation lässt sich der Einfluss der Größe auf das erforderliche Schiebe-Giermoment darlegen. Hierfür kann man hinsichtlich der Größenskalierung bei den Vögeln davon ausgehen, dass das Verhältnis i_z/s näherungsweise konstant ist [6]. Dann folgt aus Gl. (4), dass das erforderliche Schiebe-Giermoment in der folgenden Weise mit der Halbspannweite als Maß für die Größe verknüpft ist:

$$(5) \quad C_{n\beta,min} \sim s$$

Diese Beziehung sagt aus, dass das erforderliche Schiebe-Giermoment mit einer Verkleinerung der Größe entsprechend der Halbspannweite abnimmt. Daraus folgt, dass ein Seitenleitwerk nicht benötigt wird, falls ein Flugobjekt so klein ist, dass der Flügel allein das erforderliche Schiebe-Giermoment generieren kann.

Ein Zugang zu einer quantitativen Auswertung von Gl. (4) ist auf der Basis von Erfahrungen mit Flugzeugen möglich. Zu diesem Zweck kann man Bezug nehmen auf bestehende Flugeigenschaftsforderungen, die Mindestwerte für die Roll-Gier-Schwingungsfrequenz vorgeben [12, 13]. Danach sind je nach Art des Flugmanövers bzw. der Flugaufgabe Mindestwerte von 0,4 rad/s und 1,0 rad/s spezifiziert. In der vorliegenden Arbeit wird $\omega_{nRG,min} = 1.0$ rad/s als konservativer Referenzwert gewählt. Weiter wird die Relation $i_z/s = 0.22$ angesetzt, die näherungsweise für Vögel unterschiedlicher Größe gilt und ebenfalls als konservativer Bezugswert eingestuft werden kann [6]. In Bezug auf die Größenskalierung wird für die Zuordnung von Halbspannweite und Masse der Vögel die Beziehung $s = 0.5825 m^{0.394}$ verwendet (vgl. hierzu auch [14]).

Eine Auswertung von Gl. (4) unter Berücksichtigung der vorgenannten Relationen ist in Bild 1 dargestellt. Daraus geht als grundsätzliches Ergebnis für die Verhältnisse bei den Vögeln hervor, dass das Niveau des erforderlichen Schiebe-Giermomentes sehr niedrig ist. Weiter zeigt sich, dass ein deutlicher Rückgang mit einer Verkleinerung der Größe vorliegt.

Die Hauptkonsequenz aus Bild 1 ist darin zu sehen, dass das Niveau der dort gezeigten Schiebe-Giermomente mit einem Flügel allein erzielbar ist,

ohne dass ein Seitenleitwerk benötigt wird. Dies wird in der folgenden Betrachtung verifiziert.

Um die mit einem Flügel für die Vögel erzielbaren Schiebe-Giermomente $C_{n\beta}$ zeigen zu können, wurde eine Möwe als repräsentatives Beispiel ausgewählt. Der Modellierung des Flügels (Flügel-form, Streckung, Wölbung u.ä.) liegen Daten aus [15] zugrunde.

Die Bestimmung des Schiebe-Giermomentes $C_{n\beta}$ erfolgte mit dem Berechnungsverfahren FLM Eu Code, das am Lehrstuhl für Fluidmechanik der TU München entwickelt worden ist [16, 17]. Dies ist ein modernes und leistungsfähiges aerodynamisches Verfahren für die Modellierung der Strömung um komplexe Geometrien und für die Bestimmung der Kräfte und Momente mit hoher Präzision. Es verfügt über umfangreiche Möglichkeiten zur Modellierung von stationären und instationären Strömungen reibungsfreier, rotationsbehalteter und kompressibler Natur für komplexe zwei- und drei-dimensionale Formen. Die Berechnungen basieren auf einer Finite-Volumen-Approximation bezüglich der integralen Form der Euler-Gleichungen. Damit konnte auch der komplexe Möwe-Flügel einer Berechnung zugänglich gemacht werden.

Ergebnisse zum erzielbaren Schiebe-Giermoment $C_{n\beta}$ des Möwe-Flügels sind in Bild 2 dargestellt, das auch dessen Grundriss zeigt. Daraus geht hervor, dass $C_{n\beta}$ positiv ist und damit stabilisierend wirkt sowie ein vergleichsweise hohes Niveau aufweist. Weiter ist bedeutsam, dass $C_{n\beta}$ einen ausgeprägten Anstieg mit dem Auftriebsbeiwert C_A aufweist. Das $C_{n\beta}$ -Niveau ist besonders in dem C_A -Bereich hoch, der für den Flug der Vögel wichtig ist [6]. Der starke Anstieg von $C_{n\beta}$ ist eine Folge der Pfeilung des Flügels. Die Tatsache, dass der äußere Teil des Flügels gepfeilt ist, erweist sich hierbei als besonders wirksam (vgl. hierzu auch die Grundrissform im oberen Teil von Bild 2). Die Pfeilung ist eine Möglichkeit, den Beitrag des Flügels zur Gierstabilität zu erhöhen.

In Bild 2 ist auch das erforderliche Schiebe-Giermoment $C_{n\beta, \min}$ für ein Mindestmaß an dynamische Gierstabilität von $\omega_{nRG, \min} = 1.0 \text{ rad/s}$ der Möwe dargestellt. Der Vergleich mit dem erzielbaren Schiebe-Giermoment macht deutlich, dass der erforderliche Wert erheblich überschritten wird. Aus diesem Vergleich folgt, dass der Vogel kein Seitenleitwerk für die Gierstabilität braucht.

3. GIERDÄMPFUNG

Das Seitenleitwerk spielt auch für die Dämpfung von Gierbewegungen eine dominierende Rolle.

Daher stellt sich hier ebenfalls die Frage, wie bei aerodynamischen Konfigurationen ohne Seitenleitwerk eine hinreichend hohe Gierdämpfung erzielbar ist.

Die Dämpfung von Gierbewegungen betrifft insbesondere die Roll-Gier-Schwingung, für die die folgende Näherungsbeziehung gilt

$$(6) \quad \sigma_{RG} \approx \frac{1}{2} \left(\frac{s}{i_z} \right)^2 \sqrt{\frac{g\rho}{2C_A}} \frac{S}{m} C_{nr}$$

Setzt man auch hier einen Mindestwert $|\sigma_{RG}|_{\min}$ mit

$$(7) \quad |\sigma_{RG}| \geq |\sigma_{RG}|_{\min}$$

an, so lässt sich daraus als Forderung an das Derivat der Gierdämpfung die folgende Beziehung ableiten:

$$(8) \quad |C_{nr}|_{\min} = 2 \left(\frac{i_z}{s} \right)^2 \sqrt{\frac{2C_A}{g\rho}} \frac{m}{S} |\sigma_{RG}|_{\min}$$

Aus dieser Beziehung folgt bei Annahme gleicher Relationen in der Größenskalierung für i_z/s wie oben, dass die erforderliche Mindestdämpfung über die Flächenbelastung von der Größe abhängt:

$$(9) \quad |C_{nr}|_{\min} \sim \sqrt{m/S}$$

Für die Änderung der Flächenbelastung mit der Größe kann man für die Vögel die folgende Skalierungsbeziehung zugrunde legen (vgl. hierzu [14]):

$$(10) \quad \frac{m}{S} = \frac{m^{0.278}}{0.1576} \sim m^{0.278}$$

Damit gilt für die erforderliche Mindestdämpfung

$$(11) \quad |C_{nr}|_{\min} \sim m^{0.139}$$

Aus dieser Beziehung folgt, dass die erforderliche Mindest-Gierdämpfung mit einer Verkleinerung der Vögel abnimmt.

Eine Auswertung von Gl. (8) ist für einen Mindestwert von $|\sigma_{RG}|_{\min} = 0,1 \text{ s}^{-1}$ in Bild 3 dargestellt, wobei die gleichen Relationen zur Größenskalierung wie oben angesetzt wurden. Daraus geht als grundsätzliches Ergebnis für die Verhältnisse bei den Vögeln hervor, dass das Niveau des erforderlichen minimalen Gier-Dämpfungsmomentes niedrig ist. Weiter zeigt sich, wie der Rückgang mit einer Verkleinerung der Größe beschaffen ist.

Als Hauptkonsequenz ergibt sich aus Bild 3, dass das Niveau der dort gezeigten Mindestwerte für das Gier-Dämpfungsmoment mit einem Flügel allein erzielbar ist. Dies wird durch Bild 4 bestätigt, das die Ergebnisse aus einer Abschätzung über das Gier-Dämpfungsmoment C_{nr} von ungepfeilten Flügeln zeigt.

4. LATERALE FLUGBAHNSTABILITÄT

Für die laterale Flugbahnstabilität kann die Spiralbewegung als maßgeblich angesehen werden. Die folgende Näherungsbeziehung gilt für diese Eigenbewegung:

$$(12) \quad s_S \approx -\frac{g}{V} \left(\frac{C_{lr}}{C_{lp}} - \frac{C_{l\beta}}{C_{lp}} \frac{C_{nr}}{C_{n\beta}} \right)$$

Aus dieser Beziehung geht hervor, dass das Seitenleitwerk über die beiden Derivative $C_{n\beta}$ und C_{nr} einen Einfluss ausübt.

Für Stabilität gilt

$$(13) \quad s_S < 0$$

Dieses Stabilitätskriterium lässt sich in eine andere Form überführen, mit der Entwurfsmerkmale des Flügels deutlicher zum Ausdruck gebracht werden können. Zu diesem Zweck wird der für Stabilität maßgebliche Grenzwert des Schiebe-Rollmomentes eingeführt:

$$(14) \quad C_{l\beta, \text{Grenz}} = C_{lr} \frac{C_{n\beta}}{C_{nr}}$$

Damit kann das Stabilitätskriterium nach Gl. (13) auch folgendermaßen dargestellt werden (mit $C_{lp} < 0$, $C_{nr} < 0$ und $C_{lr} > 0$):

$$(15) \quad C_{l\beta} < C_{l\beta, \text{Grenz}}$$

Die hierbei relevanten Entwurfsmerkmale des Flügels betreffen das Schiebe-Rollmoment $C_{l\beta}$. Denn $C_{l\beta}$ kann durch die V-Stellung und Pfeilung des Flügels maßgeblich beeinflusst werden kann. Dies bedeutet für das hier diskutierte Stabilitätsproblem, dass durch eine geeignete Wahl von V-Stellung und/oder Pfeilung möglichen Stabilitätsdefiziten entgegengewirkt werden kann.

Ein repräsentatives Beispiel für das Niveau des Schiebe-Rollmomentes $C_{l\beta}$ von Vogel-Flügeln ist in Bild 5 dargestellt. Die Bestimmung von $C_{l\beta}$ erfolgte wieder mit dem oben genannten Berechnungsverfahren FLM Eu Code.

Für die Bewertung einer möglichen Instabilität der Spiralbewegung ist der folgende Aspekt von Interesse. Die Spiralbewegung stellt eine Bewegungsform dar, die üblicherweise nur langsam verläuft. Dies trifft auch für den Fall der Instabilität zu, so dass deren Auswirkungen abgemindert sind. Im vorliegenden Zusammenhang ist von Bedeutung, dass bei Flugzeugen eine Instabilität der Spiralbewegung bis zu einem gewissen Grad akzeptiert werden kann. Dies zeigt sich an Flugeigenschaftsforderungen, die zulässige Grenzen hinsichtlich einer möglichen Instabilität spezifizieren (vgl. z.B. [12, 13]). Für die Verdopplungszeit gibt es Minimalwerte, die je Flugphasenkategorie 12 s bzw. 20 s betragen.

5. AUSSTEUERUNG UNSYMMETRISCHER FLUGZUSTÄNDE

Unsymmetrische Flugzustände erfordern eine Möglichkeit zum Momentengleichgewicht in der Gierachse. Mit einem Seitenleitwerk ist über das Seitenruder die hierfür notwendige Fähigkeit gegeben, ein Gier-Steuermoment erzeugen und damit das Gier-Momentengleichgewicht herbeiführen zu können. Im Fall einer aerodynamischen Konfiguration ohne Seitenleitwerk bestehen andere Ausgleichsmöglichkeiten, so dass auch hier unsymmetrische Flugzustände angesteuert werden können.

Die vorliegende Problemstellung betrifft die folgenden unsymmetrischen Flugzustände:

- Start und Landung bei Seitenwind
- Unsymmetrische Widerstandskonfiguration
- Unsymmetrische Auftriebskonfiguration
- Unsymmetrische Außenlastkonfiguration

Start und Landung bei Seitenwind

Beim Start mit Seitenwind ist für den Rollvorgang am Boden ein Gier-Steuermoment zum Momentenausgleich erforderlich. Dies ist bei einer Konfiguration mit Seitenleitwerk durch das Seitenruder gegeben. Für Vögel, die von einem Punkt aus starten und keine Rollstrecke benötigen, besteht diese Notwendigkeit nicht. Solche Vögel, die eine gewisse Strecke zum Laufen vor dem Abheben benötigen, können den Seitenwindzustand vermeiden, indem sie eine Richtung entgegengesetzt zum Wind wählen. Dies ist dann sogar ein Vorteil gegenüber dem Fall ohne Wind, da sie sich den Gegenwind für das Abheben zunutze machen können.

Für die Landung mit Seitenwind gelten ähnliche Überlegungen. Beim Anflug zur Landung ist es möglich, einen unsymmetrischen Anströmzustand mittels der Crab-Methode zu vermeiden, so dass

eine Gier-Steuerfähigkeit nicht erforderlich ist. Hier kann ebenfalls die vorteilhafte Richtung gegen den Wind gewählt werden, sofern keine Hindernisse im Weg sind.

Unsymmetrische Widerstands-, Auftriebs- und Außenlastkonfigurationen

Für unsymmetrische Konfigurationen im Widerstand, Auftrieb und Außenlast gibt es verschiedene Ursachen. Ein Beispiel ist in Bild 6 dargestellt, das einen Vogel mit unsymmetrischer Außenlast zeigt. Eine andere Ursache für eine unsymmetrische Konfiguration ist die Mauser. Hierbei kann es zu einer Unsymmetrie in der Flügelgeometrie kommen, die zu einer unsymmetrischen Widerstands- und Auftriebskonfiguration führt.

Unsymmetrische Konfigurationen im Widerstand, Auftrieb und Außenlast werden im Folgenden in einem einheitlichen Ansatz behandelt. Ausgangspunkt hierfür sind die zusätzlichen Anteile von Widerstand, Auftrieb und Außenlast infolge der betrachteten Unsymmetrien

$$\begin{aligned} W_{\text{unsym}} &= C_{W,\text{unsym}} (\rho/2) V^2 S \\ (16) \quad A_{\text{unsym}} &= C_{A,\text{unsym}} (\rho/2) V^2 S \\ G_{\text{Last}} &= m_{\text{Last}} g \end{aligned}$$

mit ihren jeweiligen Hebelarmen y_W , y_A und y_{Last} um Gier- bzw. Rollachse.

Die Unsymmetrie im Widerstand führt zu einem Giermoment $W_{\text{unsym}} y_W$. Der Grundansatz zur Lösung des Steuerproblems besteht darin, dass ein Ausgleich dieses Momentes über einen Schiebewinkel möglich ist. Hierfür gilt in dimensionsloser Form

$$(17) \quad C_{W,\text{unsym}} y_D / s + C_{n\beta} \beta = 0$$

Rollmomente werden durch Unsymmetrien im Auftrieb und in der Außenlast hervorgerufen. Weitere Rollmomente können durch den Schiebewinkel für $C_{l\beta} \neq 0$ entstehen. Das Gleichgewicht in der Rollachse erfordert dann einen Rollsteueraus-schlag ξ , so dass gilt

$$(18) \quad \frac{m_{\text{Last}} g}{(\rho/2) V^2 S} \frac{y_{\text{Last}}}{s} - C_{A,\text{unsym}} \frac{y_A}{s} + C_{l\beta} \beta + C_{l\xi} \xi = 0$$

Für den Fall, dass die Giermomentenwirkung von ξ nicht vernachlässigt werden kann, ist statt Gl. (17) anzusetzen:

$$(19) \quad C_{W,\text{unsym}} y_D / s + C_{n\beta} \beta + C_{n\xi} \xi = 0$$

Mit den Gl. (18) und (19) ergibt sich für den erforderlichen Rollsteuer-Ausschlag und den zugehörigen Schiebewinkel

derlichen Rollsteuer-Ausschlag und den zugehörigen Schiebewinkel

$$\begin{aligned} \xi &= \frac{y_W C_{l\beta} C_{W,\text{unsym}} + C_{n\beta} [y_A C_{A,\text{unsym}} - 2 y_{\text{Last}} m_{\text{Last}} g / (\rho V^2 S)]}{s (C_{l\xi} C_{n\beta} - C_{n\xi} C_{l\beta})} \\ \beta &= \frac{C_{n\xi} [2 y_{\text{Last}} m_{\text{Last}} g / (\rho V^2 S) - y_A C_{A,\text{unsym}}] - C_{l\xi} y_W C_{W,\text{unsym}}}{s (C_{l\xi} C_{n\beta} - C_{n\xi} C_{l\beta})} \end{aligned} \quad (20)$$

Aus dieser Beziehung folgt, dass die beschriebenen unsymmetrischen Konfigurationen gesteuert werden können, sofern hinreichend große Rollsteuermomente vorhanden sind. Dann ist eine Gier-Steuerfähigkeit nicht notwendig. Im Ergebnis bedeutet dies, dass kein Seitenleitwerk erforderlich ist.

6. SCHÄDLICHES ROLLSTEUER-GIERMOMENT

Ein schädliches Rollsteuer-Giermoment, auch als negatives Wendemoment bezeichnet, liegt vor, wenn eine Rollsteuereingabe zu einem Giermoment führt, das entgegengesetzt zur gewünschten Richtung wirkt. Das Giermoment ist eine Folge der unsymmetrischen Widerstandsänderungen auf der linken bzw. rechten Flügelseite, die die Rollsteuereingabe hervorruft. Falls das schädliche Rollsteuer-Giermoment eine zu große Wirkung besitzt, ist ein gegensinniges Giersteuermoment notwendig. Für diesen Fall wäre ein Seitenleitwerk bzw. Seitenruder erforderlich.

Jedoch gibt es auch Möglichkeiten, einem schädlichen Rollsteuer-Giermoment mit anderen Mitteln zu begegnen [18]. Eine Möglichkeit besteht in der Querruder-Differenzierung. Hierbei wird das nach unten gehende Querruder weniger stark ausgeschlagen als das noch oben gehende. Dies führt zu einer günstigen Änderung in der Widerstandsverteilung. Ein anderes Mittel ist die Verwendung von Frise-Querrudern. Diese Querruder sind durch eine geeignete Profilform so gestaltet, dass die nach oben ausgeschlagene Steuerfläche einen höheren Widerstand aufweist. Eine weitere Möglichkeit bieten Spoiler. Bei einem Spoileraus-schlag wird auf einer Flügelseite der Auftrieb reduziert und der Widerstand erhöht. Dies kann für ein günstiges Giermomentenverhalten bei einer Rollsteuereingabe genutzt werden, gegebenenfalls in Kombination mit dem Querruder.

7. NUTZUNGSMÖGLICHKEITEN IN DER FLUGTECHNIK

Die obigen Ausführungen über die aerodynamische Konfiguration der Vögel, die kein Seitenleit-

werk brauchen, sind für Fluggeräte vergleichbarer Größe von Interesse. Dies beruht darauf, dass die folgende Skalierungsrelation zur Beschreibung des Größeneinflusses auch für derartige Fluggeräte gilt:

$$(21) \quad S \sim m^{2/3}$$

Eine Bestätigung des genannten Zusammenhangs ergibt sich aus Bild 7, das Daten für einen weiten Bereich von Flugobjekten (Vögel, Flugzeuge) wiedergibt.

Vor diesem Hintergrund können die Ergebnisse über die Vögel für eine technische Anwendung genutzt werden. Danach kann der Verzicht auf ein Seitenleitwerk kompensiert werden, falls der Flügel ein hinreichend hohes Niveau von $C_{n\beta}$ und C_{nr} ermöglicht.

Im Hinblick auf $C_{n\beta}$ sind die folgenden Faktoren von Bedeutung: Streckung, Pfeilung und Auftriebsbeiwert. In Bild 8 ist für einen weiten Bereich von Flügelkonfigurationen gezeigt, welche $C_{n\beta}$ -Werte möglich sind.

Auch in der Gierdämpfung kann der Flügel vor dem Hintergrund des bei kleinen Flugobjekten reduzierten Bedarfs einen wirksamen Einfluss ausüben. Das für ungepfeilte Flügel mögliche Dämpfungsniveau ist in Bild 4 dargestellt. Danach sind Flügelstreckung und Auftriebsbeiwert bedeutsame Einflussgrößen.

8. ZUSAMMENFASSUNG

Das Seitenleitwerk hat mehrere flugmechanische Funktionen, die die Stabilität und Dämpfung in der Seitenbewegung sowie die Aussteuerung von unsymmetrischen Flugzuständen betreffen. Bei einem Verzicht auf das Seitenleitwerk sind diese Funktionen von anderen Komponenten der aerodynamischen Konfiguration zu übernehmen. Hierzu wird dargelegt, dass der Bedarf an aerodynamischen Stabilisierungs- und Dämpfungsmomenten mit einer Verkleinerung der Flugobjekte zurückgeht. Dies kann einen Verzicht auf das Seitenleitwerk ermöglichen. Dabei kommt dem Flügel eine besondere Bedeutung zu. Weiter wird dargelegt, dass unsymmetrische Flugzustände auch beim Fehlen eines Seitenleitwerks angesteuert werden können. Dies wird durch eine geeignete Kombination von Schiebewinkel und Roll-Steuerausschlag möglich.

9. LITERATUR

[1] Taylor, G.K., und Thomas, A.L.R.: Animal Flight Dynamics II. Longitudinal Stability in Flapping

Flight. *Journal of Theoretical Biology*, Band 214, S. 351-370, 2002.

- [2] Thomas, A.L.R., und Taylor, G.K.: Animal Flight Dynamics I. Stability in Gliding Flight. *Journal of Theoretical Biology*, Band 212, S. 399-424, 2001.
- [3] Krus, P.: Natural Methods for Flight Stability in Birds. AIAA Paper AIAA 97-5653, 1997.
- [4] Hoey, R.G.: Research on the Stability and Control of Birds. *Proceedings of the 6th AIAA Biennial Flight Test Conference*, S. 393-402, 1992.
- [5] Hoey, R.G.: Research on the Stability and Control of Birds Using Radio Controlled Gliders. *Proceedings of the SFTE 32nd Annual International Symposium*, S. VI-3.1 – VI-3.11, 2001.
- [6] Sachs, G.: Yaw stability in gliding birds. *Journal of Ornithology*, Band 146, Nr. 3, S. 191-199, 2005.
- [7] Sachs, G.: Aerodynamic yawing moment characteristics of bird wings. *Journal of Theoretical Biology*, Band 234, S. 471-478, 2005.
- [8] Etkin, B., und Reid, L.D.: Dynamics of Flight – Stability and Control. 3rd ed., Wiley, Toronto, 1996.
- [9] Hafer, X., und Sachs, G.: Flugmechanik – Moderne Entwurfs- und Steuerungskonzepte. 3. Auflage, Springer, Berlin Heidelberg New York, 1993.
- [10] McRuer, D.T., Ashkenas, I., Graham, D.: Aircraft Dynamics and Automatic Control. Princeton University Press, Princeton, New Jersey, 1990.
- [11] McMichael, J.M., und Francis, M.S.: Micro Air Vehicles - Toward a New Dimension in Flight. DARPA workshop on Micro Air Vehicle feasibility, 1997.
- [12] MIL-F-8785C "Flying Qualities of Piloted Airplanes", 1991.
- [13] MIL-HDBK-1797 – Flying Qualities of Piloted Aircraft, 1997.
- [14] Rayner, J.M.V.: Form and Function in Avian Flight. *Current Ornithology*, Band 5, S. 1-66, 1988.
- [15] Herzog, K.: Anatomie und Flugbiologie der Vögel. Gustav Fischer, Stuttgart, 1968.
- [16] Cvrlje, T., Breitsamter, C., und Laschka, B.: Numerical simulation of the lateral aerodynamics of an orbital stage at stage separation flow conditions. *Aerospace Science and Technology*, Band 4, Nr. 3, S. 157-171, 2000.
- [17] Jiang, L., Moelyadi, M.A., und Breitsamter, C.: Aerodynamic Investigations on the Unsteady Stage Separation of a TSTO Space Transport System. Forschungsbericht FLM-2003/34, Lehrstuhl für Fluidmechanik, Abteilung Aerodynamik, Technische Universität München, Dez. 2003.
- [18] Nickel, K., und Wohlfahrt, M.: Schwanzlose Flugzeuge. Birkhäuser Verlag, Basel, Boston, Berlin, 1990.
- [19] Spedding, G.R., und Lissaman, P.B.S.: Technical aspects of microscale flight systems. *Journal of Avian Biology*, Band 29, S. 458-468, 1998.
- [20] Tennekes, H.: The Simple Science of Flight, The MIT Press, Cambridge, Massachusetts, London, England, 1997.
- [21] Schlichting, H., und Truckenbrodt, E.: Aerodynamik des Flugzeuges. 3. Auflage, Band 2, Springer, Berlin Heidelberg New York, 2001.
- [22] Gronau, K.-H.: Theoretische und experimentelle Untersuchungen an schiebenden Flügeln, insbesondere Pfeil- und Deltaflügeln. Jahrbuch 1956 der WGL, S. 133-150, 1956.
- [23] Weissinger, J.: Ergänzungen und Berichtigungen zur Theorie des schiebenden Flügels. Jahrbuch der deutschen Luftfahrtforschung (Vorabdruck). Zentrale für wiss. Berichtswesen, Berlin-Adlershof, TB 10, Nr. 7 (6 pages), 1943.

[24] Bußmann, K., und Kopfermann, K.: Sechskomponentenmessungen an Rechteckflügeln mit verschiedenem Seitenverhältnis. Zentrale für wiss. Berichtswesen, Berlin-Adlershof, TB 11, Nr. 8, S. 245-251, 1944.

[25] Hummel, D.: Aerodynamic investigations on tail effects in birds. *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*, Band 16, S. 159-168, 1992.

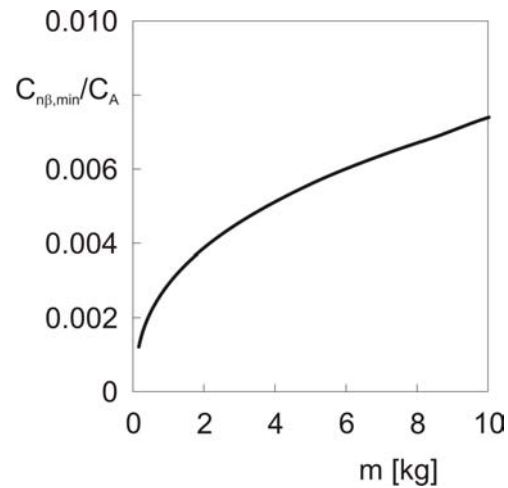


Bild 1: Erforderliches Schiebe-Giermoment $C_{n\beta, min}$ für Vögel bei einer dynamischen Rückstellfähigkeit von $\omega_{nRG, min} = 1,0 \text{ rad/s}^2$

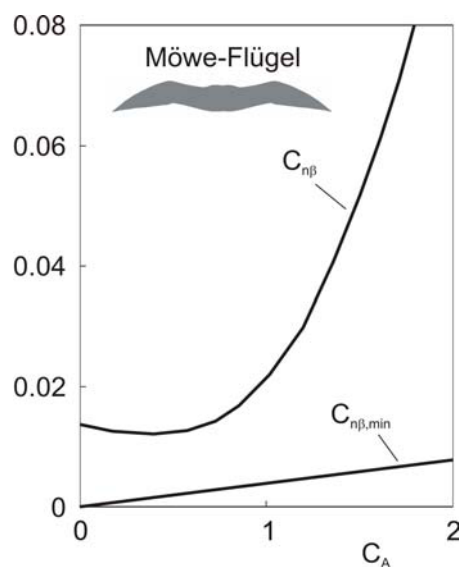


Bild 2: Erzielbares und erforderliches Schiebe-Giermoment für Möwe-Flügel

Daten: $S = 0.206 \text{ m}^2$, $s = 0.78 \text{ m}$, $\Lambda = 11.81$ (nach[15]);
 $\omega_{nRG, min} = 1,0 \text{ rad/s}^2$, $(i_z/s)^2 = 0.05$

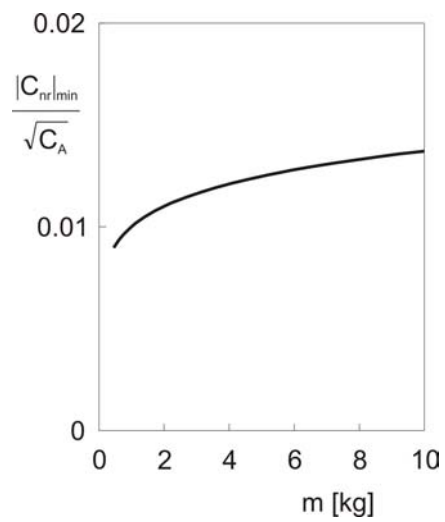


Bild 3: Erforderliches Mindest-Gierdämpfungsmoment

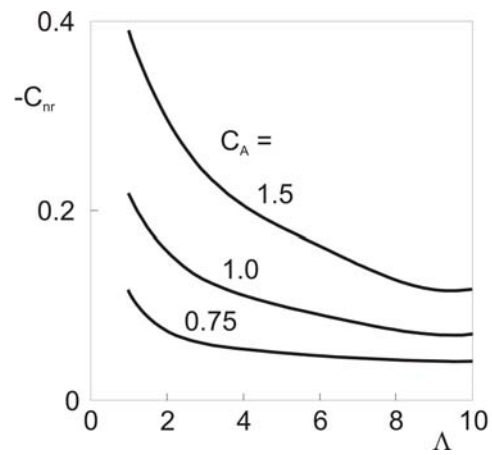


Bild 4: Gierdämpfungsmoment ungepfeilter Flügel

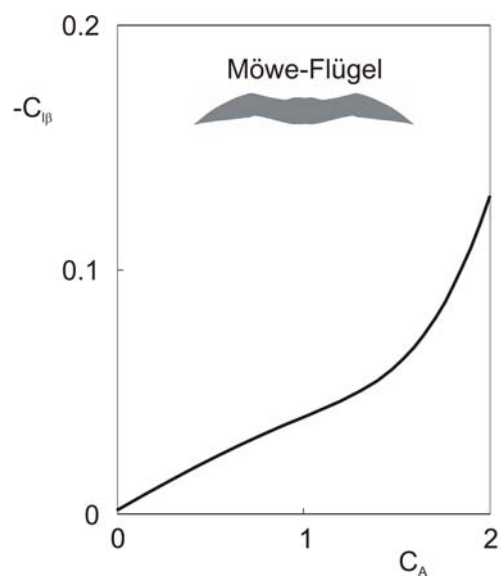


Bild 5: Erzielbares Schiebe-Rollmoment für Möwe-Flügel
Daten: $S=0.206 \text{ m}^2$, $s=0.78 \text{ m}$, $\Lambda=11.81$ (nach[15]);



Bild 6: Vogel mit unsymmetrischer Außenlast (Foto: S. Morsch)

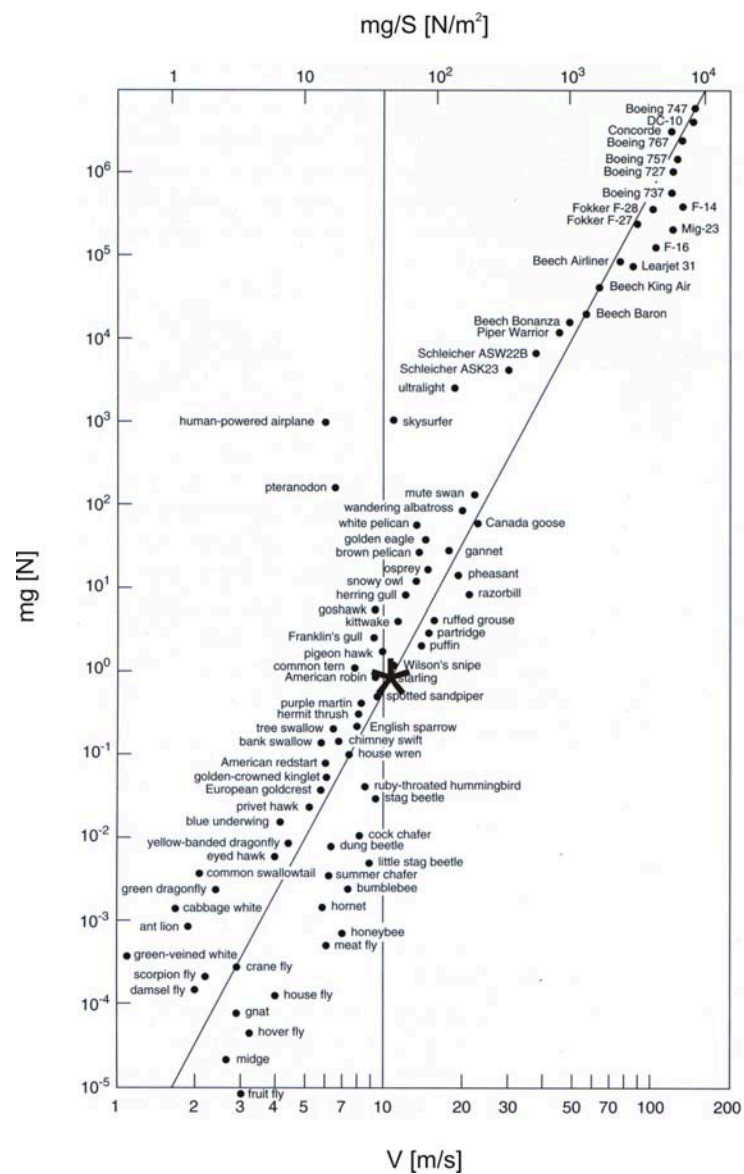


Bild 7: Zusammenhang von Flächenbelastung und Gewicht (modifizierte Daten nach [19, 20]), Sternsymbol zur Kennzeichnung für Mikro-Fluggerät

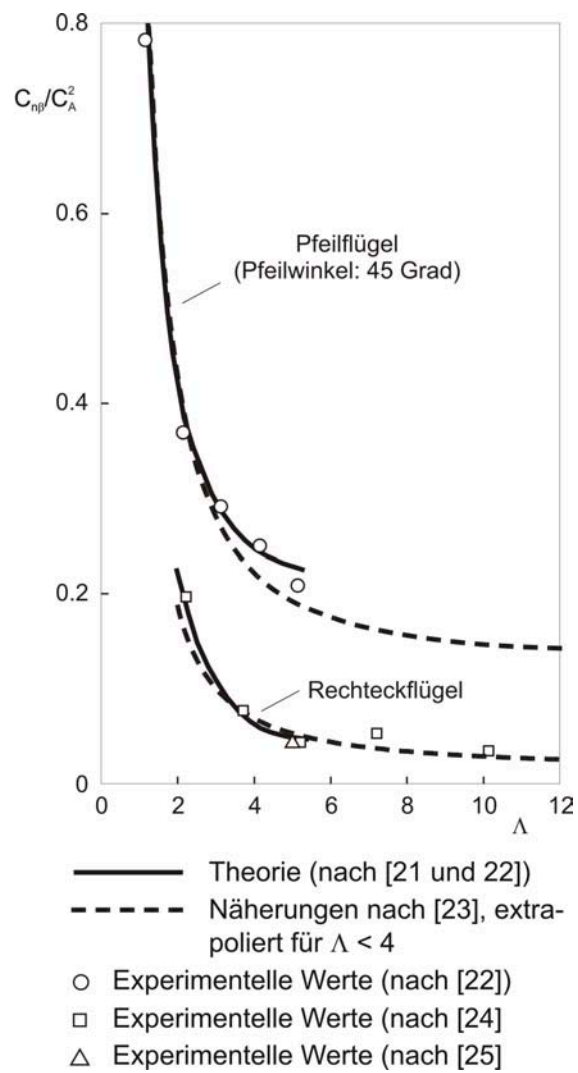


Bild 8: Schiebe-Giermoment von Flügeln