

Handkräfte beim Entwurf einer Flugzeugsteuerung

Einleitung

Neben der Flugleistung gilt es beim Entwurf eines Flugzeuges auch die Flugeigenschaften zu optimieren. Eine wichtige Rolle spielt dabei die Steuerung, da sie viel zu dem Gesamteindruck, wie das Flugzeug sich "anfühlt", beiträgt und dem Piloten Rückmeldungen über den Flugzustand gibt.

Im Einzelnen sind dabei zu beachten:

- Die Betätigungskräfte dürfen weder zu hoch noch zu gering werden
- Die Kraftgradienten dürfen weder zu hoch noch zu gering werden
- Kräfte und Wirksamkeit müssen aufeinander abgestimmt werden
- Eine ausreichende Steuerbarkeit muß immer gewährleistet sein

Dies mag zunächst trivial klingen, und es gibt viele Flugzeuge, die hier Mängel aufweisen, ohne daß dies den Piloten auffällt; manchmal spricht man einem solchen Flugzeug deswegen auch einen eigenen Charakter zu. Erst wenn man mehrere Flugzeuge fliegt und vergleicht, stellt man fest, daß angenehme Eigenschaften nicht nur die Eingewöhnung auf einen neuen Typ, sondern auch zusätzliche Aufgaben wie das Navigieren oder den Funkverkehr erleichtern und dadurch unfallträchtige Situationen vermeiden helfen.

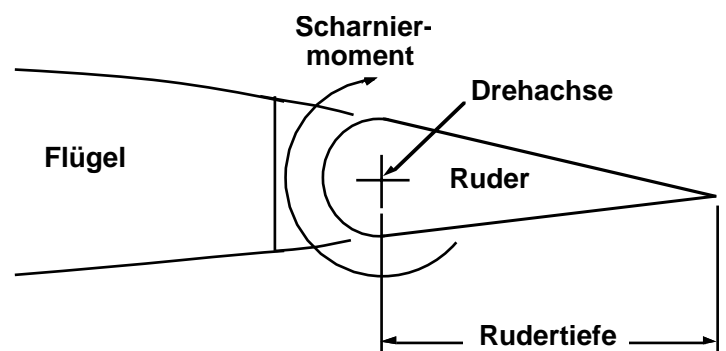
In diesem Text beginne ich mit der Bestimmung der Kräfte am Ruder, gefolgt von einer ausführlichen Betrachtung der einzelnen Steuerflächen und der Parameter, die die an ihnen auftretenden Kräfte beeinflussen. Danach wird beschrieben, wie man durch die Formgebung des Ruders die Steuerkräfte beeinflussen kann, und am Schluß folgt eine Liste der für Kleinflugzeugen empfohlenen Steuerkräfte.

Ruderkräfte

Beginnen wir mit der Betrachtung an den Steuerflächen: Die durch die Umströmung an ihnen entstehenden Momente lassen sich in Beiwertschreibweise so darstellen:

$$M_r = F_r \cdot l_r \cdot c_r \cdot q,$$
$$\text{mit } c_r = c_{r0} + c_{r\alpha} \cdot \alpha + c_{r\eta} \cdot \eta \quad 1$$

Dabei dreht das Moment um die Ruderscharnierachse, und ist auf die Ruderfläche und das quadratische Mittel der Rudertiefe hinter der



Scharnierachse bezogen. Die Beiwerte sind in der Regel negativ, und größer heißt daher im Folgenden immer auch betragsmäßig größer. Eine andere Darstellungsart benutzt von c_a abhängige Derivativa, da dann die Scharniermomentenbeiwerte strekungsunabhängig werden. Die Beiwerte selbst nimmt man am besten aus Messungen. Zwar gibt es auch für sie Näherungsverfahren, doch ist deren Genauigkeit angesichts der vielen Parameter und des starken Reibungseinflusses im hinteren Bereich des Flügels gering. Der Staudruck q sollte bei gepfeilten Rudern mit der Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Drehachse berechnet werden.

Wie man sieht, wächst die Steuerkraft quadratisch mit der Rudertiefe an. Da die Wirksamkeit eines Ruders näherungsweise proportional mit der Wurzel aus der relativen Tiefe ansteigt, bedeutet dies, daß die Rudertiefe ein wichtiger Faktor für das Kraftniveau einer Steuerung ist. In der Praxis sieht man das daran, daß Querruder in der Regel die geringste, Seitenruder dagegen die größte Tiefe haben, damit die Kräfte zueinander in einem günstigen Verhältnis stehen.

Ruderabstimmung

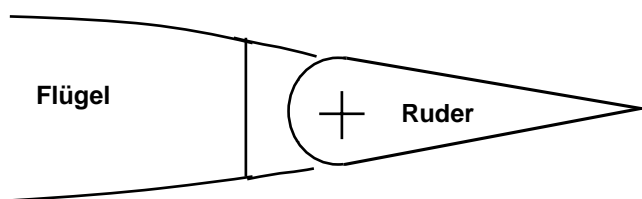
Welche Werte sollten $c_{r\alpha}$ und $c_{r\eta}$ aber nun einnehmen? Als Faustregel gilt, daß die Verhältnisse der Betätigungskräfte von Quer-, Höhen- und Seitenruder bei Vollausschlag etwa 1 : 2 : 6 sein sollten. Dann muß bei allen Rudern die Handkraft immer zur Trimmstellung hin wirken, als maximale Querruderkraft sollte man 90 N nicht überschreiten, und die Knüppelkraft sollte zum Erreichen des maximalen Lastvielfachen auf mindestens 70 N und höchstens 125 N anwachsen. Damit sind die Grenzen schon recht eng abgesteckt, und die Größen der Beiwerte werden von Flugbereich und Abmessungen des Flugzeugs vorgegeben.

Da das Flugzeug auch mit losen Rudern fliegbar und eigenstabil sein muß, sollte $c_{r\alpha}$ für Höhen- und Seitenruder klein, $c_{r\eta}$ dagegen groß sein. Die Gleichung für den Auswehwinkel des freien Ruders zeigt den Grund:

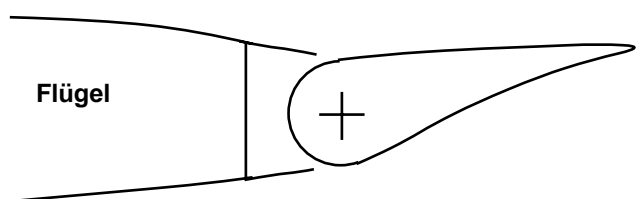
$$\eta_{\text{frei}} = -\frac{c_{r\alpha}}{c_{r\eta}} \cdot \alpha_{\text{Leitwerk}} - \frac{c_{r0}}{c_{r\eta}} \quad 2$$

Damit ist die Stabilität des Flugzeugs (Massenausgleich vorausgesetzt) bei $c_{r\alpha} = 0$ für festes und loses Ruder gleich. Bei positivem $c_{r\alpha}$ schlägt das lose Ruder sogar in die Anströmung aus, was zwar die

Auswehwinkel am ungewölbten Ruder



Auswehwinkel am gewölbten Ruder



Stabilität erhöht, aber auch zu höheren Leitwerkslasten und möglicherweise Flattern führt und daher vermieden werden sollte. Für den positiven Handkraftgradienten muß $c_{r\eta}$ selbstverständlich auch negativ sein. Der Nullmomentenbeiwert sollte im Falle des Seitenruders natürlich 0 sein, damit das Flugzeug geradeaus fliegt. Eine Ausnahme sind starke einmotorige Propellerflugzeuge, bei denen eine Wölbung des Seitenleitwerks hilft, das Giermoment des Propellers zu kompensieren.

Handkraftgradienten am Höhenruder

Anders ist das bei Höhenrudern. Hier kann eine Wölbung des Höhenruders bei der Erzeugung der nötigen Handkraftgradienten helfen. Dafür wird Gleichung 1 etwas umgeformt mit:

$$\alpha_H = \alpha \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha}\right) + \varepsilon_H - \alpha_{w0}, \text{ mit } \alpha = \frac{c_A}{c_{A\alpha}} = \frac{m \cdot g}{q \cdot F \cdot c_{A\alpha}} \quad 3$$

$$\left(\frac{x_N - x_S}{l_\mu}\right) \cdot (c_A - c_{A\eta} \cdot \eta) + c_{m0} + c_{m\eta} \cdot \eta = 0 \rightarrow \eta = \frac{-c_{m0} - \frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}} \cdot c_A}{c_{m\eta} - \frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}} \cdot c_{A\eta}} \quad 4$$

so daß man Gleichung 5 erhält:

$$M_r = F_r \cdot l_r \cdot q \cdot \left(\frac{c_{r\alpha}}{c_{A\alpha}} \cdot \frac{m \cdot g}{q \cdot F} \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha}\right) + c_{r\alpha} \cdot (\varepsilon_H - \alpha_{w0}) + c_{r\eta} \cdot \frac{-c_{m0} - \frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}} \cdot \frac{m \cdot g}{q \cdot F}}{c_{m\eta} - \frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}} \cdot c_{A\eta}} + c_{r0} \right)$$

Wenn man 5 nun auflöst und nach der Geschwindigkeit ableitet, sieht man, was den Gradienten beeinflusst. $c_{m\eta, NP}$ ist dabei das Nickmoment um den Flugzeugneutralpunkt und ist gleich dem unhandlichen $c_{m\eta} - \frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}} \cdot c_{A\eta}$:

$$\frac{\partial M_r}{\partial v} = F_r \cdot l_r \cdot \left(c_{r\alpha} \cdot (\varepsilon_H - \alpha_{w0}) \cdot \rho \cdot v - c_{m0} \cdot \frac{c_{m\eta}}{c_{m\eta, NP}} \cdot \rho \cdot v + c_{r0} \cdot \rho \cdot v \right) \quad 6$$

Falls das Flugzeug eine Federtrimmung hat, kann man zu kleine Gradienten über der Geschwindigkeit durch ein Verwölben des Höhenruders (größeres $-c_{r0}$) erhöhen. Effektiv wird dabei der Auswehwinkel des Ruders in Richtung "Ziehen" verschoben, und die Federtrimmung zieht das Ruder zur Neutralstellung hin. Da die Federkraft mit dem Ausschlag, das Rudermoment aber noch zusätzlich mit dem Staudruck proportional ist, verschiebt sich die effektive Trimmlage über der Geschwindigkeit in

Richtung "Ziehen". Allerdings facht eine solche Konstruktion dadurch die Phygoide an. Gleiches gilt natürlich umgekehrt für zu große Gradienten.

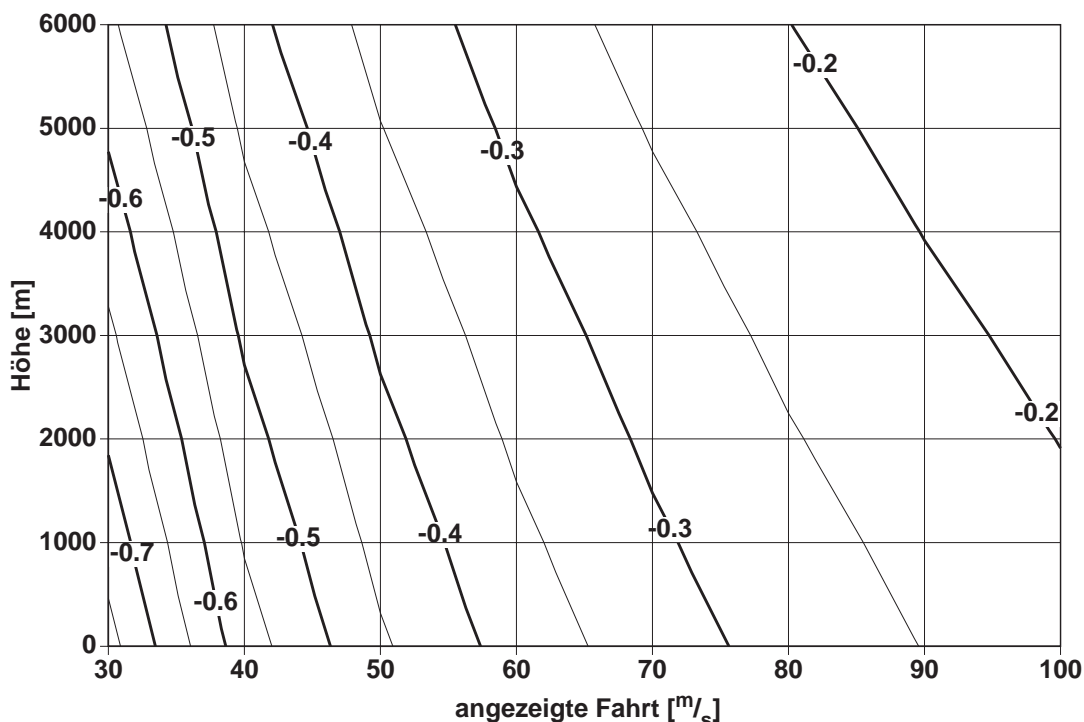
Auch bei Höhenleitwerken mit Trimmklappe läßt sich dieser Effekt nutzen, wenn man die Steuerung mit einer Federkraft vorbelastet, die sich möglichst wenig mit dem Knüppelweg ändert. Mit der Trimmklappe wird dann diese Vorlast weggetrimmt und gleichzeitig das Ruder entsprechend verwölbt.

Wenn man 5 in eine Beziehung für c_{m0} am Trimpunkt ($M_r = 0$)¹ umformt und in 6 einsetzt, erhält man eine andere Beziehung, die zeigt, daß der Gradient über der Geschwindigkeit linear mit der Stabilität ansteigt:

$$\frac{\partial M_r}{\partial v} = 2 \cdot \frac{m \cdot g}{v \cdot F} \cdot F_r \cdot l_r \cdot \frac{c_{m\eta}}{c_{m\eta, NP}} \cdot \left(\frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}} - \frac{c_{r\alpha}}{c_{m\eta}} \cdot \frac{c_{m\eta, NP}}{c_{A\alpha}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha} \right) \right) \quad 7$$

Dabei ist der Ausdruck in der Klammer praktisch gleich der Neutralpunktlage bei losem Ruder. Der Gradient ist mit der Geschwindigkeit umgekehrt proportional, und ein Fahrtanstieg bei kleinen Geschwindigkeiten bewirkt einen größeren Kraftanstieg als bei hohen Geschwindigkeiten. Der Gradient $\frac{\partial M_r}{\partial v}$ flacht folglich mit zunehmender Geschwindigkeit immer mehr ab, und sein Wert, am besten als Kraftänderung über dem Knüppelweg ausgedrückt, sollte in Motorflugzeugen etwa 9 N pro cm betragen. Für Segelflugzeuge kann er deutlich kleiner sein, darf aber nie negativ werden.

Fahrtstabilität [N pro m/s] mit 12% statischer Stabilität



¹Falls man den Effekt mit der Federtrimmung in 7 hinüberretten will, muß man $M_r = \text{Trimmfedermoment}$ setzen! Dann wird auf der rechten Seite von 7 der Term $2M_T/v$ addiert, wobei M_T das Trimmfedermoment ist.

Die Grafik oben zeigt eine Auswertung von Gleichung 7 für ein kleines Motorflugzeug, wobei die Knüppelübersetzung berücksichtigt wurde, um den Kraftgradienten $\frac{\partial K}{\partial v}$ zu erhalten.

Um den Gradienten über dem Lastvielfachen zu erhalten, müssen in den Ausdrücken für α und η noch die dynamischen Anteile berücksichtigt werden:

$$\alpha_H = \alpha \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha} \right) + \varepsilon_H - \alpha_{w0} + \frac{\omega_y \cdot r_H}{v}, \text{ mit } \alpha = \frac{c_A - c_{Aq} \cdot \omega_y \cdot \frac{l_\mu}{v}}{c_{A\alpha}} \quad 8$$

$$\eta = \frac{-c_{m0} - \left(c_A - c_{Aq} \cdot \omega_y \cdot \frac{l_\mu}{v} \right) \cdot \frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}} - c_{mq} \cdot \omega_y \cdot \frac{l_\mu}{v}}{c_{m\eta} - c_{A\eta} \cdot \frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}}} \quad 9$$

Die Drehgeschwindigkeit ω_y hängt vom Lastvielfachen n_z ab:

$$\omega_y = \frac{n_z - 1}{v} \cdot g \quad 10$$

Wenn man dies in 1 einsetzt und auflöst, erhält man Gleichung 11:

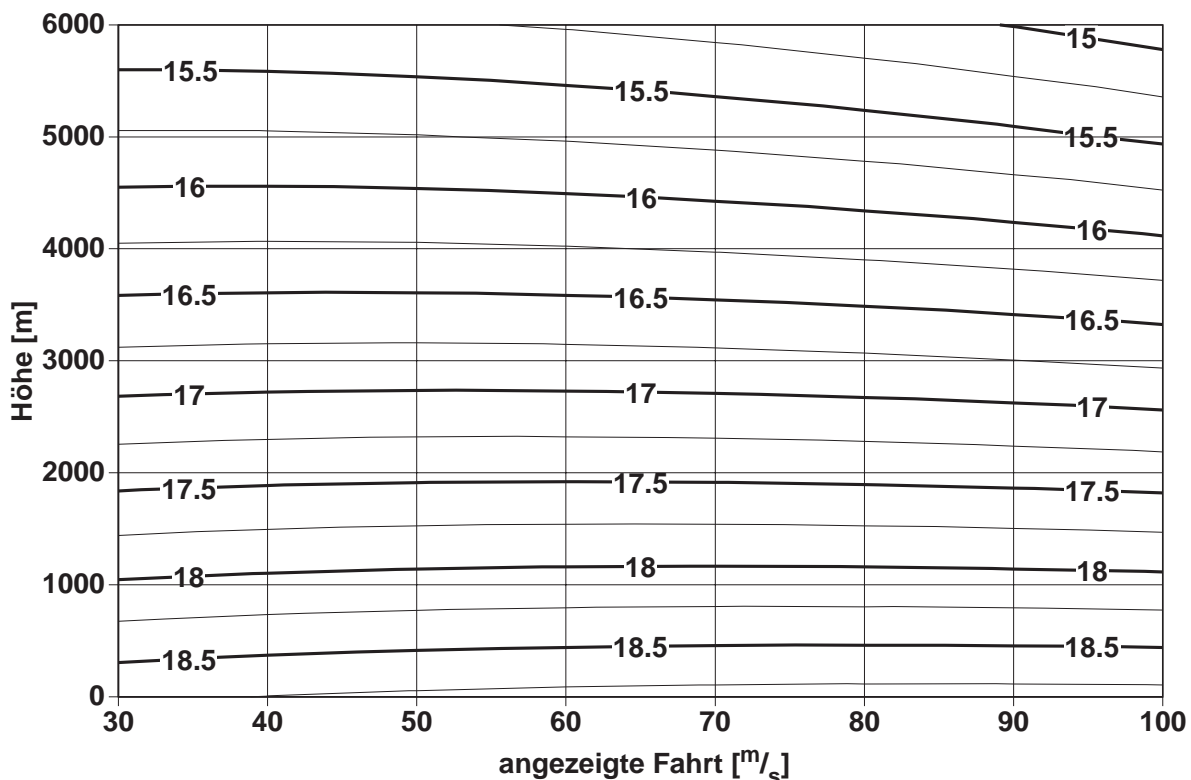
$$M_r = F_R \cdot l_R \cdot \left[c_{r\alpha} \cdot \left(\left(1 - \frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha} \right) \cdot \frac{n_z \cdot m \cdot g}{F \cdot c_A} - \frac{(n_z - 1) \cdot \rho \cdot l_\mu \cdot g \cdot c_{Aq}}{2 \cdot c_{A\alpha}} + \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot (\varepsilon_H - \alpha_{w0}) \right) + \frac{\rho}{2} \cdot (n_z - 1) \cdot r_H \cdot g \right. \\ \left. - c_{r\eta} \cdot \left(\frac{c_{m0}}{c_{m\eta, NP}} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 + \frac{c_{m\alpha}}{c_{m\eta, NP}} \cdot \frac{n_z \cdot m \cdot g}{F \cdot c_{A\alpha}} + \frac{c_{mq}}{c_{m\eta, NP}} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot (n_z - 1) \cdot l_\mu \cdot g \right) \right. \\ \left. - \frac{c_{Aq}}{c_{m\eta, NP}} \cdot \frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot (n_z - 1) \cdot l_\mu \cdot g \right. \\ \left. + c_{r0} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \right]$$

Durch Ableiten nach dem Lastvielfachen vereinfacht sich die Gleichung etwas (12), wobei $\frac{2 \cdot m}{F \cdot \rho \cdot l_\mu} = \mu$, die normierte Masse, gesetzt wurde:

$$\frac{\partial M_r}{\partial n_z} = F_R \cdot l_R \cdot \frac{m \cdot g}{F} \cdot \left[\frac{c_{r\alpha}}{c_{A\alpha}} \cdot \left(\left(1 - \frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha} \right) - \frac{c_{Aq}}{\mu} \right) + \frac{c_{r\alpha}}{\mu} \cdot \frac{r_H}{l_\mu} - \frac{c_{r\eta}}{c_{m\eta, NP}} \cdot \left(\frac{c_{m\alpha}}{c_{A\alpha}} + \frac{c_{mq}}{\mu} - \frac{c_{Aq} \cdot c_{m\alpha}}{\mu \cdot c_{A\alpha}} \right) \right]$$

Hier ist der Ausdruck in der zweiten Klammer die Manöverpunktlage des Flugzeugs. (So wie die stationäre Luftkraft im Neutralpunkt in Auftrieb und Widerstand sowie ein konstantes Moment zerlegt werden kann, geschieht dies für die Zusatzlasten infolge einer Nickbewegung im Manöverneutralpunkt). An Gleichung 12 sieht man, daß $c_{r\alpha}$ und $c_{r\eta}$ beide negativ sein sollten, und daß die Handkraft über dem Lastvielfachen proportional mit der Stabilität und der Flächenbelastung des Flugzeuges ansteigt, aber von der Geschwindigkeit (Macheffekte ausgenommen) unabhängig ist. Da die normierte Masse mit der Luftdichte proportional ist, nimmt der Gradient mit der Höhe ab. Auch bedeuten größere Werte von $c_{r\eta}$ oder kleinere Werte von $c_{m\eta}$ einen größeren Kraftanstieg, so daß zu kleine Gradienten durch ein Anti-Flettner beziehungsweise (ausreichende Steuerbarkeit vorausgesetzt) auch durch eine Verkleinerung des Höhenleitwerksvolumens angehoben werden können. In den Gleichungen bedeutet dies, daß man den Schwerpunkt bei gleicher Stabilität nach vorne verschieben muß, da der Gesamtneutralpunkt durch die Verkleinerung des Höhenleitwerksvolumens ja auch nach vorne wandert. Damit wird das Moment, das der Flügelauftrieb um den Schwerpunkt erzeugt, abnickender, was größere Höhenruderausschläge und ein größeres $\frac{\partial M_r}{\partial n_z}$ erfordert.

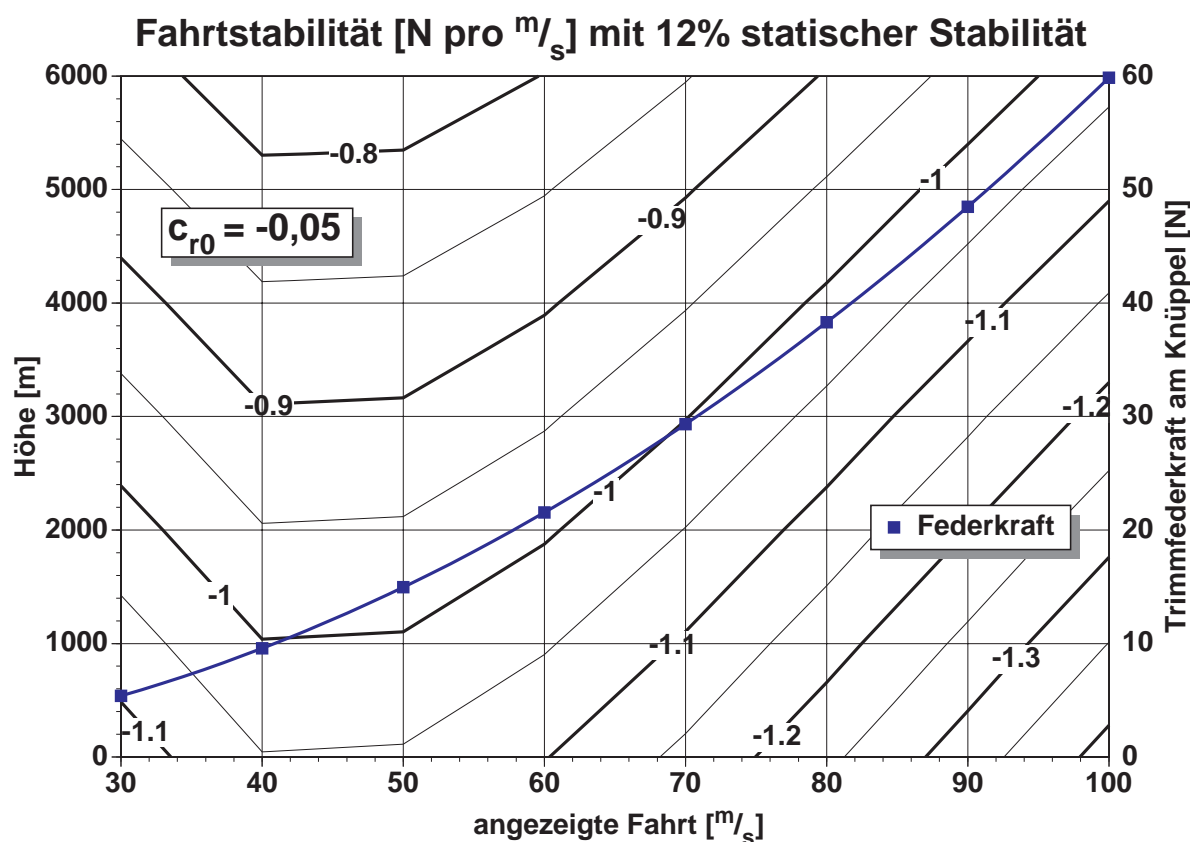
Abfang-Handkraft [N pro g] mit 12% statischer Stabilität



Mit einer nicht vollständig massenausgeglichenen Steuerung kann man ebenfalls den Gradienten $\frac{\partial M_r}{\partial n_z}$ beeinflussen. Eine bewußt schwere Höhenruderantriebsstange beim T-Leitwerk oder eine Zusatzmasse am Steuerknüppel sind hier bewährte Mittel,

jedoch können sie beim Fliegen in böiger Luft zu unerwünschtem "Eigenleben" des Knüppels führen. Außerdem belasten sie, ähnlich wie die Trimmfeder, die Steuerung mit einer Vorlast, die den Gradienten $\partial M_r / \partial v$ herabsetzt. Daher sollte die Zusatzmasse mit einer Feder kompensiert werden, die den Knüppel im Stand lastfrei macht.

Diese Gleichungen gelten für alle Flugzeugkonfigurationen, also auch Entenflugzeuge (bei denen wird r_H negativ, und $(1 - \partial \alpha_w / \partial \alpha)$ ist etwas größer als eins) und Nurflügel (hier ist r_H der Abstand vom Neutralpunkt des Flügelabschnitts, der die Querruder beinhaltet, zum Schwerpunkt, und $(1 - \partial \alpha_w / \partial \alpha)$ ist gleich eins). Für Pendelhöhenruder muß $c_{r\alpha}$ und $c_{r\eta}$ durch den Abstand zwischen Drehachse und Höhenleitwerks-Neutralpunkt mal $c_{A\alpha H} / l_H$ ersetzt werden, und Rudertiefe und -fläche natürlich durch Leitwerkstiefe und -fläche. Bei Pendelrudern ist der Trimmfederanteil besonders wichtig, da gerne die Drehachse und der Schwerpunkt in den Neutralpunkt gelegt werden, so daß die Handkraft alleine durch die Trimmfeder erzeugt wird. Für V-Leitwerke sollte man nicht vergessen, den Anstellwinkel (Gleichung 3 und 8) mit dem Cosinus des V-Winkels v zu multiplizieren, so daß in den Gleichungen 6, 7, 11 und 12 statt $c_{r\alpha}$ $c_{r\alpha} * \cos v$ steht. Das Diagramm zeigt eine Beispielrechnung für ein kleines Motorflugzeug mit gewölbtem Höhenruder und Trimmfeder.



Querruder

Das Querruder sollte im ganzen Flugbereich eine genügende Rollwendigkeit bei geringem Kraftaufwand erzeugen. Beim Querruder laufen zwei Steuerflächen gegenseitig und stützen sich über das Gestänge gegeneinander ab. Falls die Kinematik nicht differenziert ist (gleiche Ausschläge nach oben wie nach unten), gleichen sich die Kräfte durch $c_{r\alpha}$ und c_{r0} im linearen Bereich gegenseitig aus, und der Pilot spürt nur die Summe aus dem $c_{r\eta}$ -Anteil beider Ruder. Dieser wächst mit dem Staudruck, aber die erreichbare Rollrate steigt nur mit der Geschwindigkeit an:

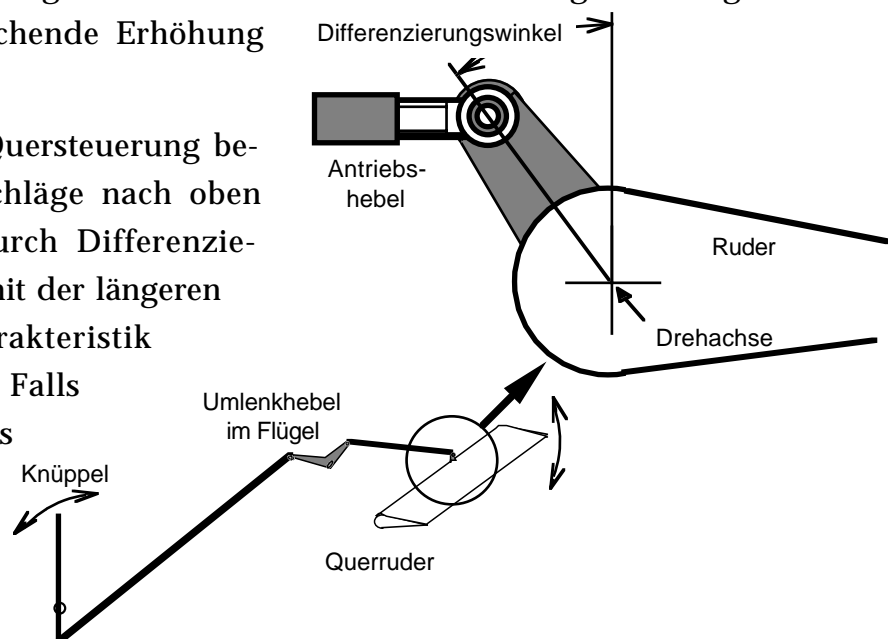
$$\omega_x = -\frac{v}{s} \cdot \frac{c_{l\xi}}{c_{lp}} \cdot \frac{(\xi_l - \xi_r)}{2} \rightarrow \frac{M_{QR}}{\omega_x} = -\rho \cdot v \cdot s \cdot F_{QR} \cdot l_{QR} \cdot c_{r\xi} \cdot \frac{c_{lp}}{c_{l\xi}} \quad 12$$

Damit wächst der Kraftaufwand für eine gegebene Rollgeschwindigkeit linear mit der Fluggeschwindigkeit, und durch die aeroelastische Flügelverdrehung infolge Querruderausschlag wird dieser Anstieg bei hoher Fahrt noch steiler. Mit der Höhe nimmt die Querruder-Handkraft ab, da mit der höheren wahren Geschwindigkeit bei gegebener Rollgeschwindigkeit die Rolldämpfung abnimmt.

Interessant ist noch, wie die Spannweite in die für eine konstante Rollwechselzeit erforderliche Handkraft eingeht: Falls man die Flügelspannweite nach außen vergrößert und die Querruder an ihrem Platz beläßt, wächst die Handkraft mit der dritten Potenz aus dem Spannweitzuwachs! Auch wenn man die Querruder mitskaliert, ist immer noch ein quadratischer Anstieg vorhanden.

Da die Ruderwirksamkeit etwa mit der Quadratwurzel der Rudertiefe ansteigt, die Handkraft dagegen mit ihrem Quadrat, ist die einfachste Maßnahme zur Reduzierung der Handkraft eine Verkürzung der Rudertiefe unter Beibehaltung der Rollgeschwindigkeit durch eine entsprechende Erhöhung des Maximalausschlages.

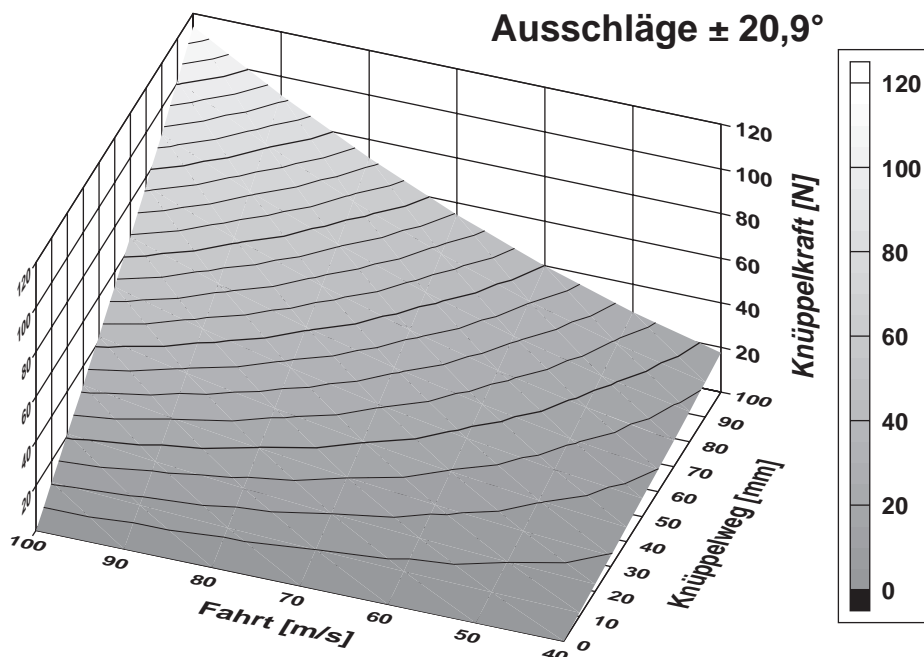
Bisher wurde nur eine Quersteuerung betrachtet, bei der die Ausschläge nach oben und unten gleich sind. Durch Differenzierung kann aber das Ruder mit der längeren Übersetzung die Kraftcharakteristik der Steuerung bestimmen. Falls die Querruder ein negatives Rudernullmoment haben und der Ausschlag nach oben größer als nach unten



ist, kann damit die Handkraft deutlich herabgesetzt werden. Da beide Ruder durch das Nullmoment nach oben ausweichen wollen, aber das nach oben ausgeschlagene Ruder einen günstigeren Hebelarm hat, kann es das nach unten ausgeschlagene Ruder praktisch überdrücken.

Ich habe eine typische Quersteuerung mit verschiedenen Scharniermomentenbeiwerten durchgerechnet und die Ergebnisse graphisch aufgetragen. Dabei ist die Differenzierung so gewählt, daß alle Umlenkhebel rechte Winkel bilden, und nur der Antriebshebel am Querruder selbst in Neutralstellung um 0°, 30° und 45° nach vorne geneigt ist. Die Hebelverhältnisse wurden so angepaßt, daß die Maximalausschläge etwa gleich sind. Um den Einfluß der Differenzierung deutlich zu machen, wurde bewußt ein kleiner Wert für c_m gewählt, wie er nur mit einer stumpfen Hinterkante

**Querruder-Handkraft ohne Differenzierung,
 Ausschläge $\pm 20,9^\circ$**

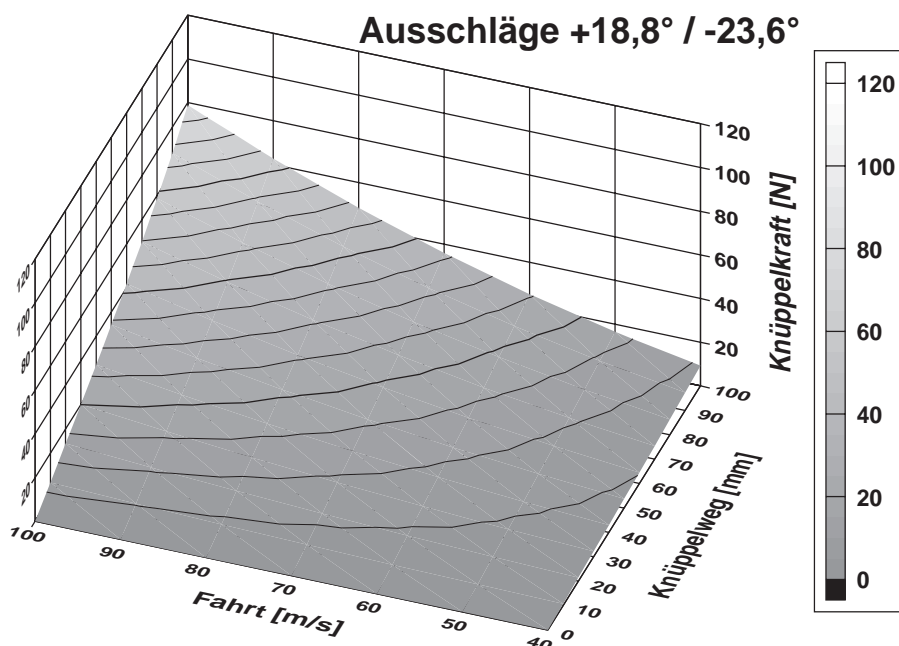


hebel am Querruder selbst in Neutralstellung um 0°, 30° und 45° nach vorne geneigt ist. Die Hebelverhältnisse wurden so angepaßt, daß die Maximalausschläge etwa gleich sind. Um den Einfluß der Differenzierung deutlich zu machen, wurde bewußt ein kleiner Wert für c_m gewählt, wie er nur mit einer stumpfen Hinterkante

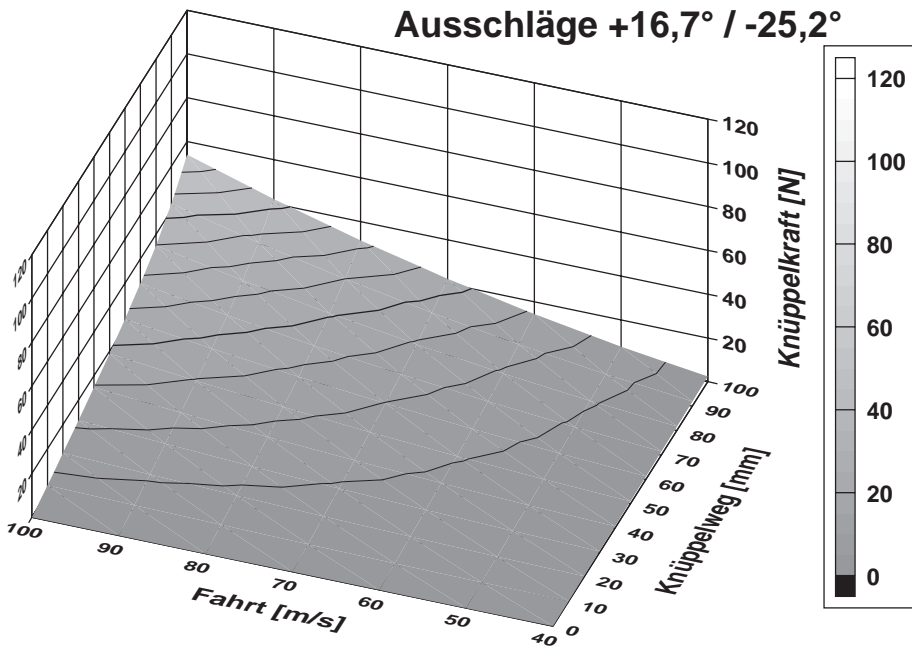
oder einem Flettner-
 ruder zu erreichen ist.

Ohne Differenzierung steigt die Handkraft linear mit dem Ausschlag und quadratisch mit der Geschwindigkeit auf einen Maximalwert von 114 N bei 100 m/sec an. Mit der Differenzierung durch die Verdrehung des Antriebshebels um 30° kann diese Maximalkraft bei gleicher Roll-

**Querruder-Handkraft mit 30° Differenzierung,
 Ausschläge $+18,8^\circ / -23,6^\circ$**



**Querruder-Handkraft mit 45° Differenzierung,
 Ausschläge +16,7° / -25,2°**



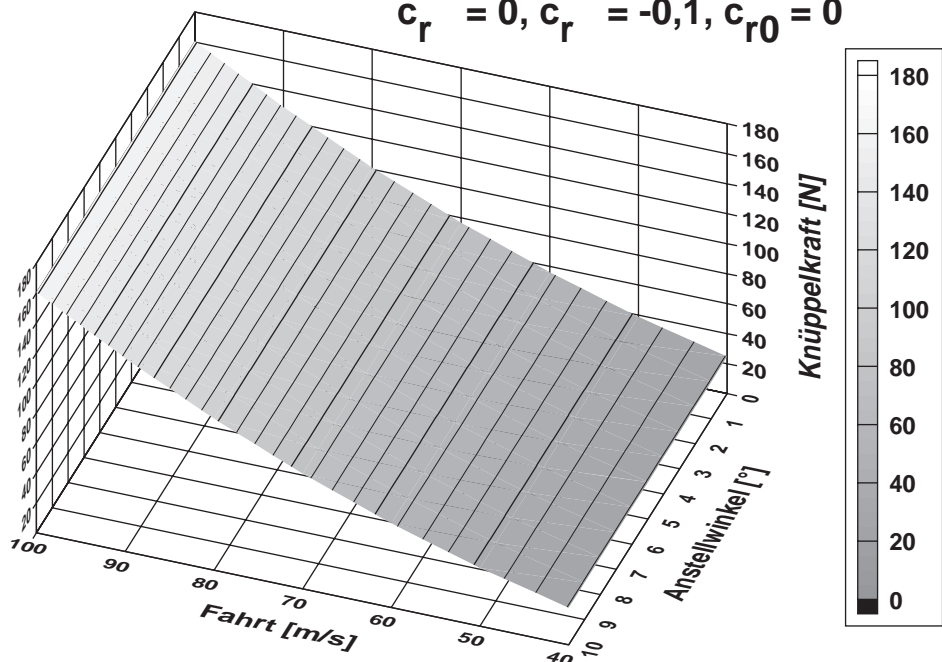
geschwindigkeit fast auf zwei Drittel reduziert werden. Daß hier der Anstieg mit der Geschwindigkeit sogar stärker als quadratisch ist, liegt daran, daß der Anstellwinkel, der auch entlastend wirkt, mit der Fahrt abnimmt. Bei 45° Differenzierung zeigt sich, daß die Steuercharakteristik nun zunehmend progressiv wird,

so daß bei halbem Ausschlag bei 100 m/sec nur 19 N, bei Vollausschlag dagegen schon 54 N aufzubringen sind. Ein so flacher Gradient um die Nulllage macht es dem Piloten schwerer, das Flugzeug sauber zu fliegen und sollte vermieden werden. Stärkere Differenzierungen mit einem großen Verhältnis c_{r0} zu $c_{r\eta}$ sollten daher nicht mit einer so simplen Kinematik wie in diesem Beispiel gebaut werden.

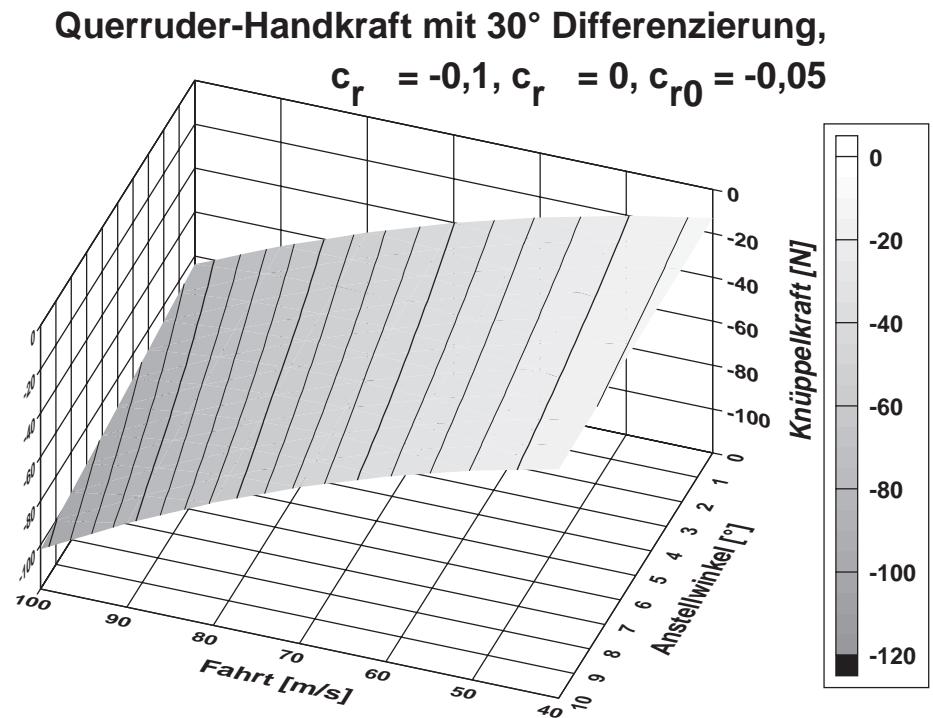
Den lastmindernden Effekt einer Differenzierung kann man auch schon am Boden beobachten: Da überausgeglichene Ruder auf den negativen Maximalausschlag fallen wollen, haben solche Steuerungen drei Gleichgewichtsstellungen: Je eine stabile bei den Maximalausschlägen, und eine instabile in der Neutralstellung. Analog dazu haben unterausgeglichene Querruder nur einen stabilen Punkt in der Mittelstellung.

Was bewirken nun die einzelnen Anteile? Dafür habe ich die Rechnung mit 30° Differenzierung wiederholt und die einzelnen Derivativa reihum zu

**Querruder-Handkraft mit 30° Differenzierung,
 $c_r = 0, c_{r\eta} = -0,1, c_{r0} = 0$**

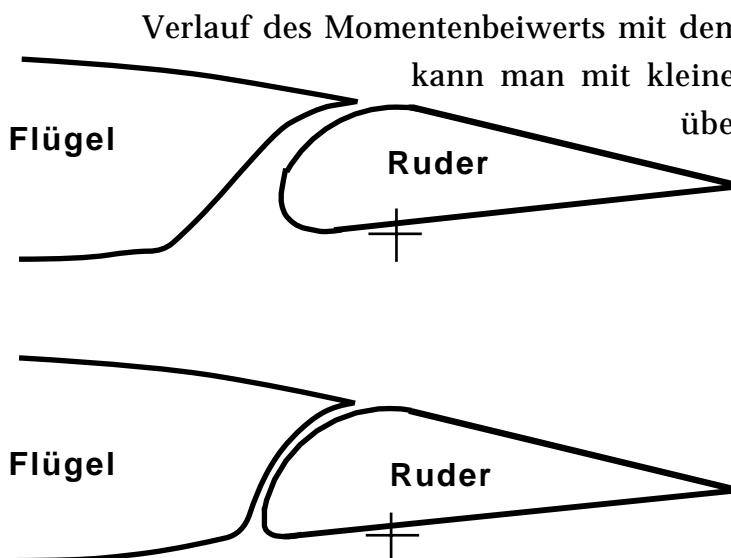


Null gesetzt. Falls alleine $c_{r\eta}$ wirksam ist, steigt die Kraft linear bis auf 160 N. Falls dagegen alleine $c_{r\alpha}$ oder c_{r0} ungleich 0 sind, weht das Ruder von alleine aus, was durch die negative Kraft charakterisiert ist. Erst die Kombination aller drei Beiwerte mit der Differenzierung sorgt für angenehme Steuerkräfte.



Dies zeigt auch, wie wichtig eine saubere Einstellung der Querruderkinematik für gute Handkraftverläufe ist. Falls die Umlenkhebel links und rechts bei Neutralstellung unterschiedliche Winkel einnehmen, führt dies zu unterschiedlichen Kraftgradienten, und im Extremfall kann bei unsauber eingestellten Steuerungen mit hohem Ausgleichsgrad ein Festsaugen der Ruder in einer Ausschlagrichtung auftreten, so daß der Pilot den Knüppel nicht loslassen kann.

Eine andere Art der Kraftreduzierung verwendet Rudergeometrien, bei denen die Nase des nach oben ausschlagenden Ruders nach unten aus der Kontur tritt, so daß an ihr eine starke Saugspitze entsteht, die das Ruder negativ ausschlagen läßt. Vor allem in Verbindung mit einer Differenzierung saugt so das eine Ruder das andere mit aus der Nullstellung, so daß die Knüppelkräfte deutlich reduziert werden können. Da der



Verlauf des Momentenbeiwerts mit dem Ausschlag hochgradig nichtlinear ist,

kann man mit kleinen Änderungen der Ruderlage gegenüber dem Flügel große Effekte erzielen.

Daher sollten solche Ruder an Scharnieren aufgehängt sein, die eine Verstellung in x- und z-Richtung zulassen. Bei der richtigen Einstellung kann man so Handkraftverläufe erreichen, die eine gute Zentrierung des Querruders mit einem geringen Kraftanstieg bis zum Maximalausschlag verbinden.

Ein weiterer Vorteil der Querruderklappe mit durchströmtem Spalt ist ihr höherer Maximalauftrieb; dadurch ist das Flugzeug auch im Langsamflug sicher zu steuern. Bei diesen Konstruktionen ist immer zu beachten, daß das Rudergestänge ausfallkritisch ist! Falls eine Anlenkung bricht, muß das Flugzeug nur mit dem Seiten- und Höhenruder steuerbar sein.

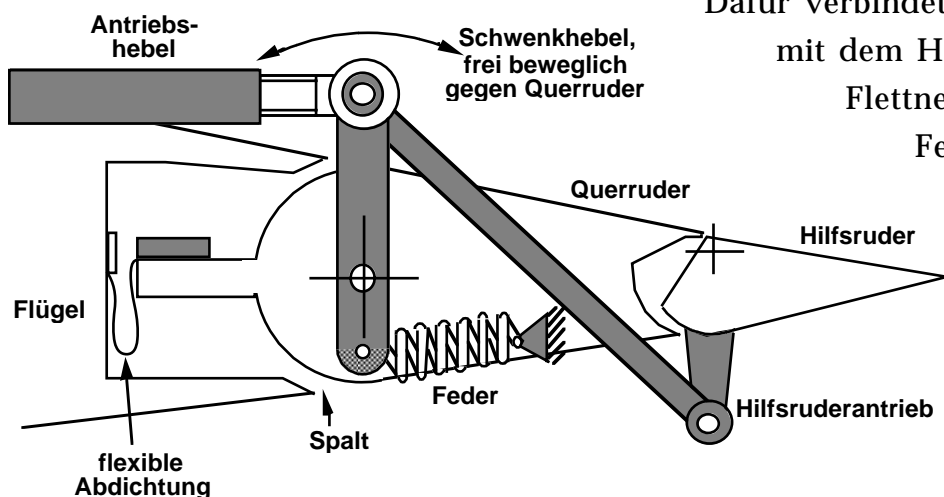
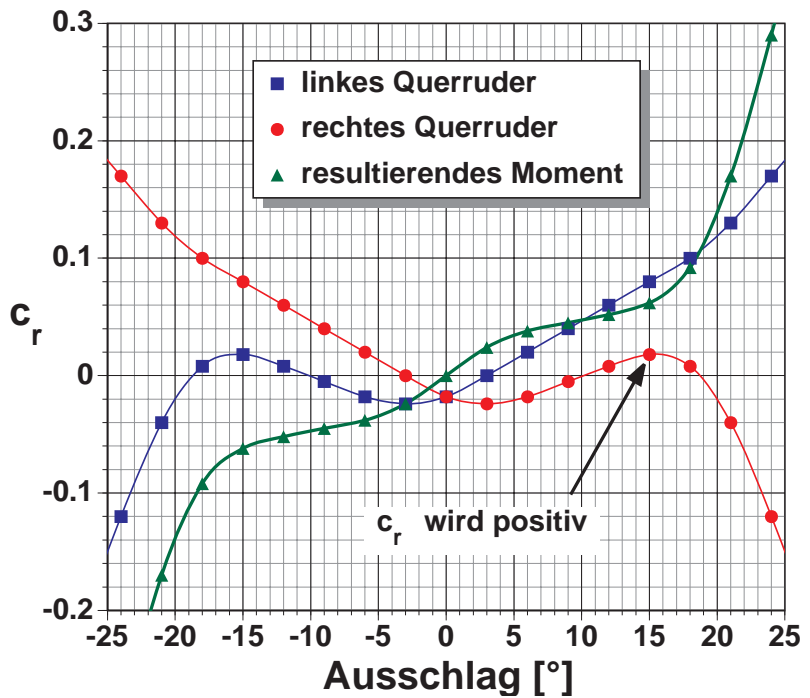
Ein Extremfall dieser Querruderart ist die Frise-Nase, bei der die aus der Kontur tretende Nase so scharfkantig ist, daß sie zur Strömungsablösung führt. Damit wird zwar die Wirksamkeit reduziert, doch der Zusatzwiderstand der Ablösung reduziert das negative Wendemoment der Querruder erheblich.

Natürlich sind die Konstruktionen, bei denen sich die Querruder gegeneinander abstützen, nicht bei Nurflügelflugzeugen möglich, da hier die Klappen in der Regel auch die Funktion des Höhenruders übernehmen. Daher müssen die Querruder bei Nurflügelflugzeugen ein verschwindendes Nullmoment haben, oder das Nullmoment muß so beschaffen sein, daß es mit einer Trimmfeder kompensiert werden kann.

Ein Nachteil kann aber noch nicht beseitigt werden: Der Anstieg der Knüppelkraft mit der Geschwindigkeit. Falls man ein Hilfsruder einbaut, dessen Übersetzungsverhältnis mit der Knüppelkraft ansteigt, läßt sich auch dieser Nachteil beseitigen.

Dafür verbindet man den Ruderantrieb mit dem Hilfsruder (wie bei einem Flettner ruder) und über eine

Feder mit dem eigentlichen Ruder. Je stärker die Feder ausgelenkt wird, desto größer wird der Winkel zwischen Hilfs- und Querruder und damit die Kraftunterstützung



durch das Hilfsruder. Damit erhält man eine rudermomentenabhängige Übersetzung des Flettnerruders, die sich der jeweiligen Situation anpaßt und auch Nichtlinearitäten der Ruders bei großen Anstell- und Ausschlagswinkeln ausgleicht. Allerdings ist nun der Maximalausschlag nicht mehr konstant; wenn der Knüppel Maximalausschlag erreicht hat, ist bei hohen Rudermomenten der tatsächliche Ruderausschlag deutlich geringer und die Ruderwirksamkeit wird durch den hohen Flettnerausschlag noch weiter reduziert. Im Extremfall hoher Rudermomente und einer weichen Feder schlägt der Pilot praktisch nur noch das Hilfsruder aus, und die Ruderwirkung geht deutlich zurück!

Eine solche Mechanik ist zudem flutteranfällig, da das Ruder nur über die Feder und die Luftkräfte in seiner Position gehalten wird. Andererseits ist diese Kinematik der beste Weg, um auch sehr große, schnelle Flugzeuge noch mit einer rein manuellen Steuerung fliegen zu können. Beispiele dafür sind die BV-238 oder der Prototyp der Boeing 707.

Seitenruder

Das Seitenruder kann zwar, da es über Pedale bewegt wird, höhere Scharniermomente ertragen, aber da es auch eine vergleichsweise große Fläche hat, sollten die Beiwerte in der gleichen Größenordnung wie beim Höhenruder liegen.

$$M_{SR} = q \cdot F_{SR} \cdot l_{SR} \cdot \left(c_{r\beta} \cdot \beta + c_{r\zeta} \cdot \zeta + c_{r0} \right) \quad 13$$

Setzt man das Rudermoment zum Erfliegen eines stationären Schiebewinkels mit diesem in Beziehung, erhält man für $c_{r0} = 0$:

$$c_{n\beta} \cdot \beta + c_{n\zeta} \cdot \zeta = 0 \rightarrow \zeta = - \frac{c_{n\beta}}{c_{n\zeta}} \cdot \beta \quad 14$$

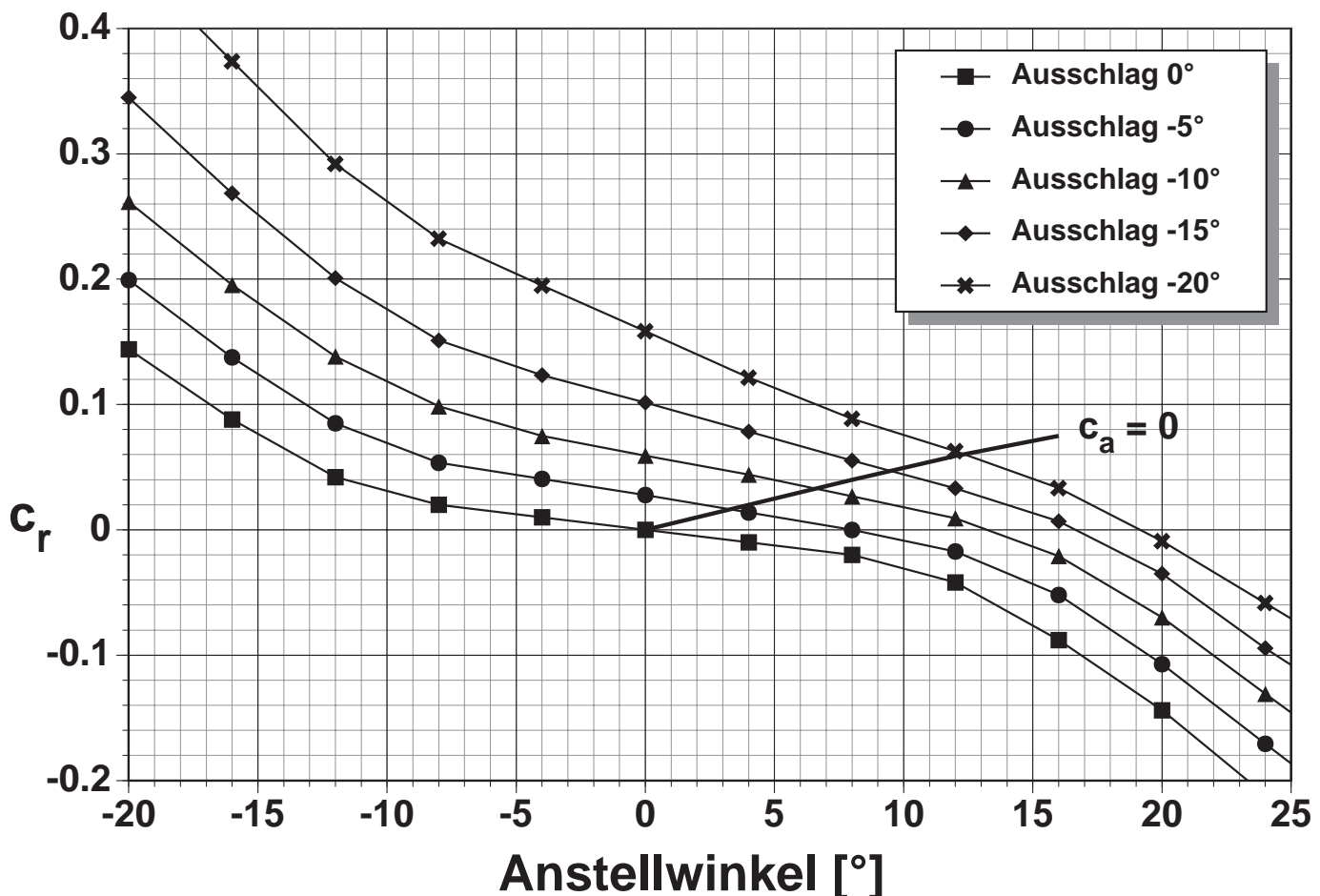
$$\frac{M_{SR}}{\beta} = q \cdot F_{SR} \cdot l_{SR} \cdot \left(c_{r\beta} - c_{r\zeta} \cdot \frac{c_{n\beta}}{c_{n\zeta}} \right) \quad 15$$

Die Gleichungen für Giersteuerung sind analog zu denen für Nicksteuerung. Auch hier ist die Kraft proportional der statischen Stabilität um die Hochachse mit losem Ruder. Zwar steigen die Betätigungskräfte linear mit dem Staudruck, doch wird das Seitenruder vorwiegend bei großen Flügelauftriebsbeiwerten gebraucht, und im Schnellflug sollte es nicht zu leicht gehen, um eine Überlastung der Rumpfstruktur zu verhindern.

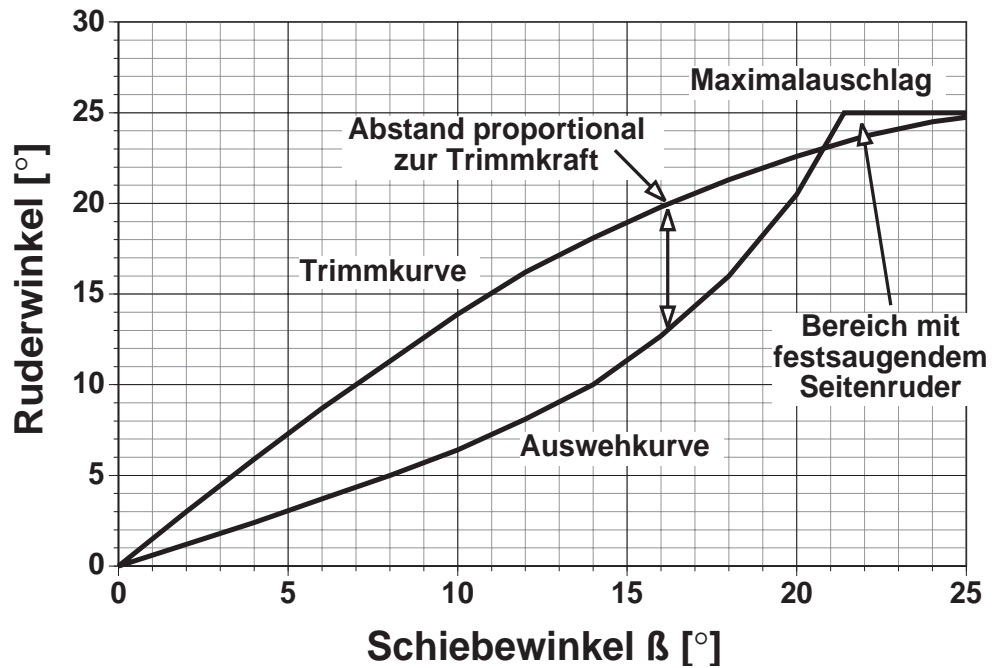
Eine weitere wichtige Funktion des Seitenruders ist das Ausleiten aus dem Trudeln. In der Regel ist dies der dimensionierende Lastfall, da hier der volle Ausschlag bei

vergleichsweise hohem Staudruck gebraucht wird. Da beim Trudeln der Schiebewinkel klein ist, ist das Rudermoment mit Gleichung 13 zu berechnen, wobei im Staudruck die Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Ruderachse verwendet werden sollte.

Während das Höhenruder im Normalbetrieb nur geringe Ausschläge macht und im Abwind des Fluges nur geringe Anstellwinkeländerungen erfährt, und seine Momentencharakteristik daher linear bleibt, muß beim Seitenruder die Nichtlinearität, die sich bei größeren Ausschlägen einstellt, berücksichtigt werden. Im Allgemeinen steigt der Gradient $c_{r\alpha}$ mit größeren Ausschlagswinkeln kontinuierlich an. Außerhalb des Bereiches, in dem der Auftriebsanstieg linear ist, steigt er zudem sprunghaft an. Das Diagramm unten zeigt den typischen Verlauf für ein symmetrisches Leitwerksprofil. Auffällig ist, daß die Kurven in der Nähe von $c_a = 0$ nahe zusammenrücken und der Abstand von einer Kurve zur nächsten bei $c_r = 0$ sich mit zunehmendem Ausschlagswinkel verringert. Dies ist aber gleichbedeutend mit einer Zunahme des Auswehverhältnisses $c_{r\alpha}/c_{r\eta}$, und da der Auswehwinkel die Steuerkraft beeinflusst, bedeutet dies eine Abnahme des Kraftgradienten mit zunehmendem Ruderausschlag. Dazu kommt, daß die Richtungsstabilität $c_{n\beta}$ mit dem Schiebewinkel generell abnimmt, so daß kleinere Ausschlagsänderungen für die gleiche Schiebewinkeländerung bei hohen Schiebewinkeln erforderlich sind. Beides bewirkt eine Verringerung des Kraftgradienten bei hohen Schiebewinkeln bzw. der Gierstabilität des Flugzeugs mit losem Ruder.



Trägt man die Verläufe des Seitenruderausschlages für getrimmten Schiebeflug und des Auswehwinkels über dem Schiebewinkel auf, ist der Abstand zwischen beiden Kurven proportional zur Steuerkraft und der Stabilität. In diesem Beispiel



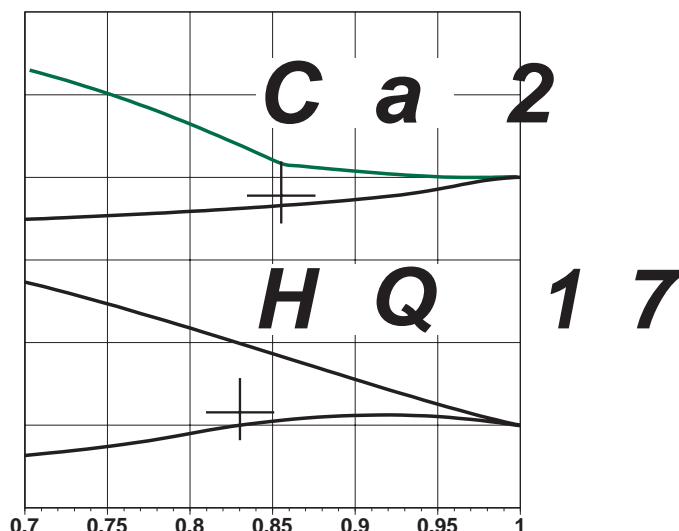
überschneiden sich beide Kurven bei hohen Schiebewinkeln, was der Pilot als ein Festsaugen des Ruders empfindet. In diesem Bereich ist das Flugzeug mit losem Ruder tatsächlich gierinstabil, und nur die aktive Steuerung durch den Piloten (und der Anschlag beim Maximalausschlag, der das Flugzeug wieder zu einem mit festem Ruder macht) können eine weitere Zunahme des Schiebewinkels verhindern!

Um den Abstand zwischen Trimm- und Auswehkurve zu erhöhen, kann man die Rudertiefe und damit das $c_{n\zeta}$ verringern, bewegt sich damit jedoch noch weiter in den Bereich großer Ausschlagwinkel. Man kann auch $c_{n\beta}$, also die Windfahnenstabilität, erhöhen, was aber wiederum zu großen Seitenruder-Ausschlagswinkeln zur Steuerung führt und die Seitenbewegung des Flugzeugs beeinflusst. Die wirksamste Maßnahme ist der Einbau eines Horns oder eines Anti-Flettner, mit dem sich das Verhältnis $c_{r\zeta} / c_{r\beta}$ vergrößern läßt.

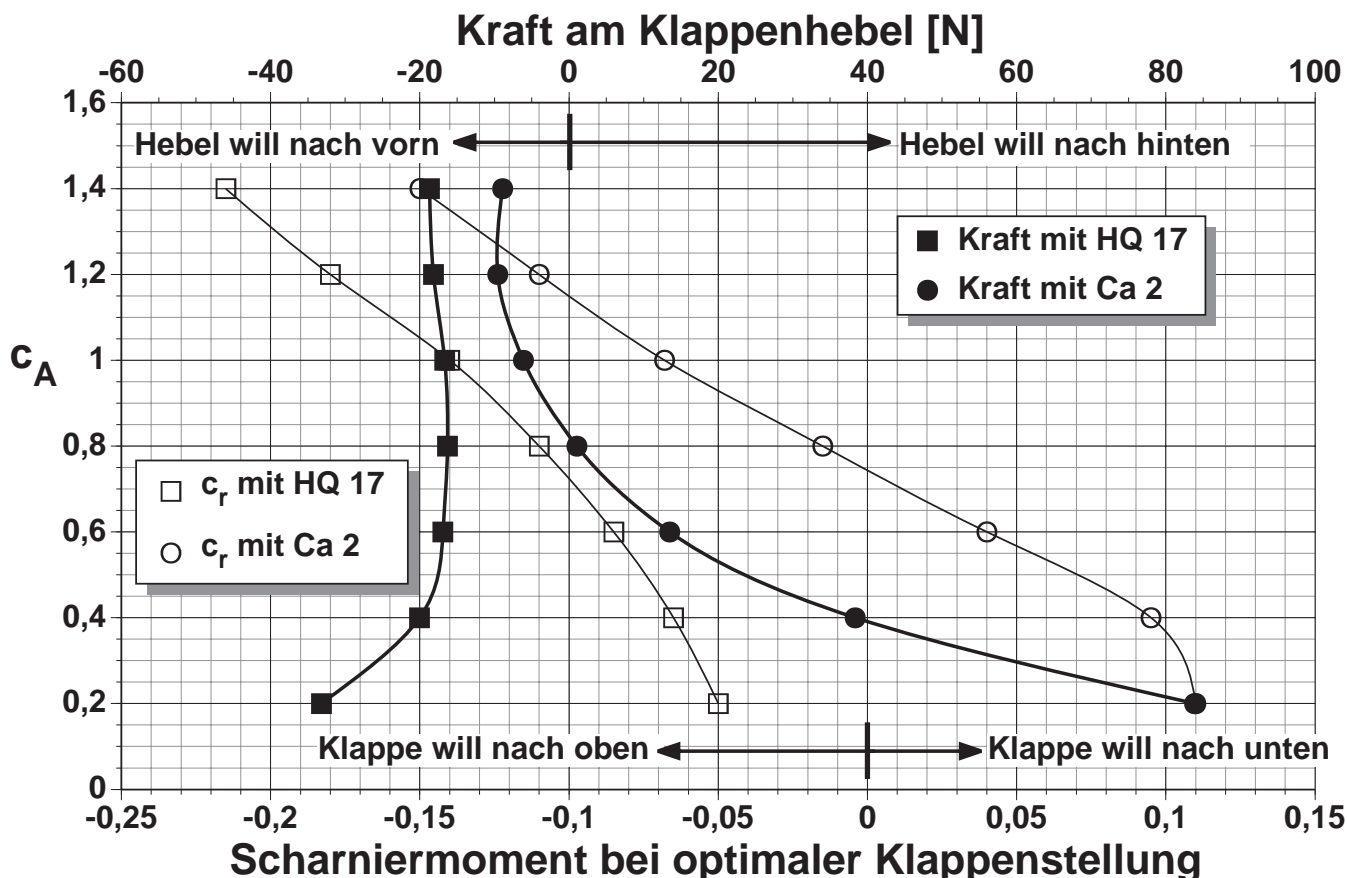
Wölbklappen

Die Kraftcharakteristik von Wölbklappen ist besonders einfach, da sie nicht von den Stabilitätsderivativa abhängt und mit Gleichung 1 beschrieben werden kann. Wie das Querruder tragen Wölbklappen einen Teil des Auftriebs, aber sie können sich nicht gegeneinander abstützen, so daß die Auftriebslast auf das Antriebsgestänge übertragen wird. Für eine angenehme Kraftcharakteristik ist dabei das Nullmoment c_{r0} besonders wichtig: ist es negativ und genügend groß, kann die Auftriebslast über einen weiten c_A -Bereich mit einer Feder kompensiert werden, so daß die Klappe bei der widerstandsgünstigsten Stellung für den Piloten automatisch auch kraftfrei ist. Um dies zu demonstrieren, habe ich die Profile HQ 17 und Ca 2 miteinander verglichen. Durch die hohe Wölbung im hinteren Teil des Profils ist das c_{r0} beim HQ 17 -0,12, dagegen ist die

Wölbung beim Ca 2 hinten sogar negativ, um die Unterseiten-Grenzschicht länger laminar zu halten, so daß das $c_{r0} +0,11$ beträgt. Zwar sind beide Werte nicht exakt vergleichbar, da beim HQ 17 die Klappenstellung 0° die für beste Gleitzahl, beim Ca 2 dagegen die Schnellflugstellung ist, doch auch eine Angleichung würde die Verhältnisse nicht deutlich ändern.



Wenn man nun das Klappenmoment über dem Auftriebsbeiwert bei der jeweils optimalen Klappenstellung berechnet, fällt auf, daß es beim HQ 17 immer negativ ist (die Klappe will nach oben drehen) und beim Ca 2 bei $c_A = 0,75$ das Vorzeichen wechselt. Zieht man noch das Moment durch das Klappengewicht ab und nimmt an, daß der Wölbklappenhebel über den ganzen c_A -Bereich 120 mm Verstellweg hat, erhält man diese Kraftverläufe:



Mit einer Feder, die die Klappe des HQ 17 mit 20 N nach unten zieht, wird diese kraftfrei, da sich der ansteigende Staudruck und der abnehmende Momentenbeiwert mit abnehmendem c_A gerade kompensieren. Dagegen muß der Pilot mit dem Ca 2 bewußt gegen die Klappenmomente ansteuern, da sich diese nicht mehr kompen-

sieren lassen. Dies erfordert mehr Aufmerksamkeit, um die Klappe nicht falsch einzustellen.

Größenordnung und Beeinflussung von Scharniermomentenbeiwerten

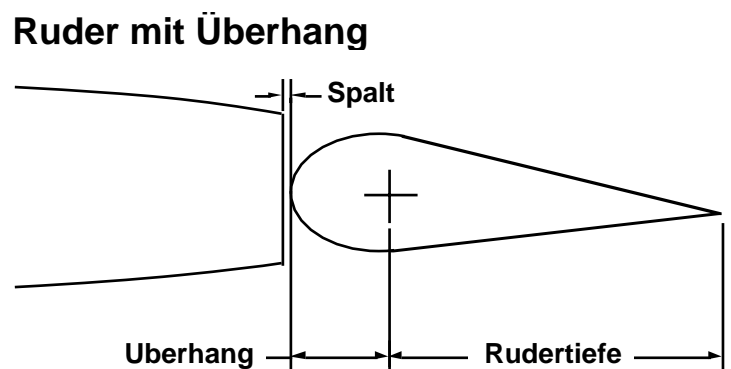
Mit der linearen Skelettheorie erhält man Gleichungen für die Momentenbeiwerte der geknickten Platte, die durch fehlende Reibungseinflüsse deutlich zu hoch sind. Empirische Näherungen für die Klappe eines Flügels unendlicher Streckung ergeben (mit λ als relativer Klappentiefe und δ als relativer Profildicke):

$$c_{r\alpha_\infty} = -1,2 \cdot \lambda^{0,54} + 0,8 \cdot \delta \quad \text{und} \quad c_{r\eta_\infty} = -0,85 - 0,375 \cdot \lambda + (1,9 - 3,75 \cdot \lambda) \cdot \delta \quad 16$$

Der Streckungs- und Pfeilungseinfluß kann mit dem Faktor $\frac{\Lambda \cdot \cos\varphi}{\Lambda + 2 \cdot \cos\varphi}$ näherungsweise erfaßt werden. Einflüsse von Hinterkantenwinkel und Reynoldszahl bewirken eine weitere Abminderung. Dazu kommen noch Abminderungen durch den Überhang (den Teil der Klappe vor der Scharnierlinie) und seine Nasenform:

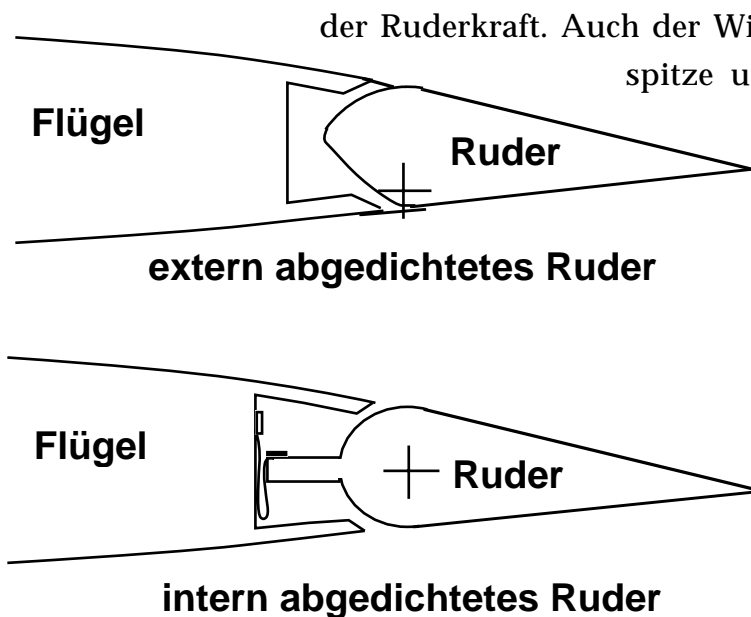
Um die Scharniermomentenbeiwerte zu verändern, gibt es folgende Möglichkeiten:

- Rudernase über den Drehpunkt nach vorne verlängern
- Hornausgleich
- Form der Rudernase oder Spaltgröße ändern (spitzere Nase/größerer Spalt vergrößert $c_{r\alpha}$; hilft natürlich nur bei durchströmtem Spalt)
- Hinterkantenwinkel vergrößern
- Hilfs- oder Flettneruder
- Spalt abdichten



Die Maßnahmen, die allgemein eine Ausgleichsfläche vor der Drehachse schaffen, senken beide Beiwerte gleichzeitig, und nur das Hilfsruder beeinflusst alleine das ausschlagabhängige Moment. Dabei ist die Abminderung von $c_{r\alpha}$ etwa proportional zu der von $c_{r\eta}$, und beide Beiwerte werden 0 bei einem Verhältnis von Ausgleichs- zu Rudertiefe zwischen 0,4 und 0,5. Je stumpfer die Rudernase ist, desto effektiver ist der Ausgleich, aber desto ungünstiger (= größer) wird das Verhältnis $c_{r\alpha}/c_{r\eta}$.

Bei hohen Machzahlen erreicht die Strömung an der Saugspitze des Klappenknicks Überschall, und der nachfolgende Stoß führt zu einem starken Anstieg und Oszillation

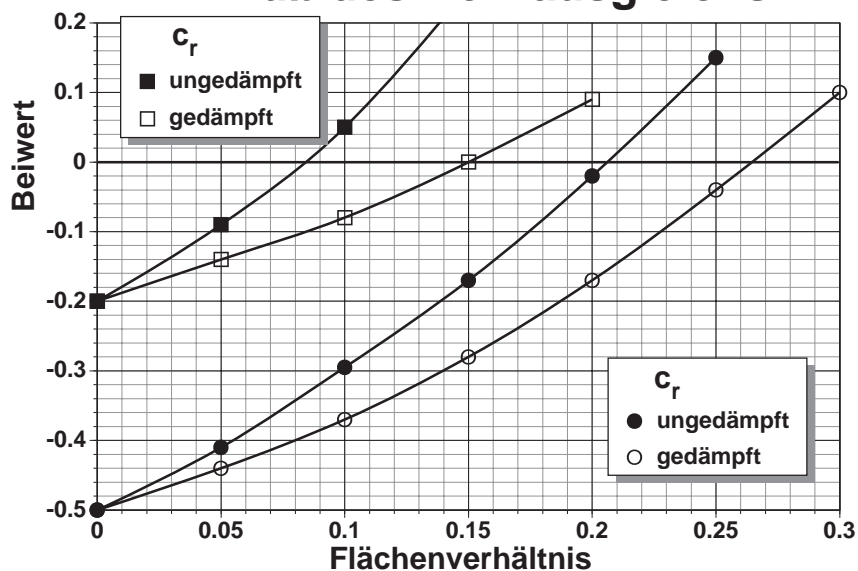


der Ruderkraft. Auch der Widerstandsanstieg durch Spalt, Saugspitze und zuletzt Ablösung kann vermieden werden, wenn das Ruder in der Kontur bleibt und abgedichtet wird. Dies ist möglich mit einem internen Ausgleich, bei dem die Rudernase zum Flügel hin abgedichtet wird, so daß sie mit der Druckdifferenz von Flügelober- und Unterseite beaufschlagt wird. Damit wird noch etwa 90% der Ausgleichswirkung eines normalen Überhanges erreicht.

Auch größere Flugzeuge mit hydraulischer Steuerung nutzen diese Ausgleichsart, da damit die Stellantriebe wesentlich kleiner werden können, ohne daß man Einbußen in Ruderwirksamkeit oder Widerstand hinnehmen muß. Eine Variation des internen Ausgleichs ist mit einem am Steuergestänge befestigten Zylinder möglich, der nun nicht nur mit der Druckdifferenz am Klappenspalt, sondern an beliebigen Stellen des Profils beaufschlagt werden kann.

Bei einem Horn ist die erforderliche Ausgleichsfläche kleiner, und man kommt durch den großen Hebelarm mit weniger Massenausgleich aus. Allerdings ist es nur bei Rudern geringer Streckung ratsam, den Massenausgleich in einem Punkt zu konzentrieren, da zu torsionsweiche Ruder trotz Ausgleichs flattern können. Je geringer die Flossentiefe vor dem Ruderhorn ist, desto stärker fällt $c_{r\alpha}$ gegenüber $c_{r\eta}$ ab, so daß mit einem ungedämpften Horn die Stabilität mit losem Ruder erhöht werden kann.

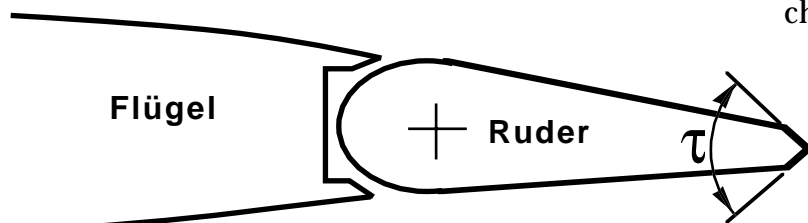
Einfluß des Hornausgleichs



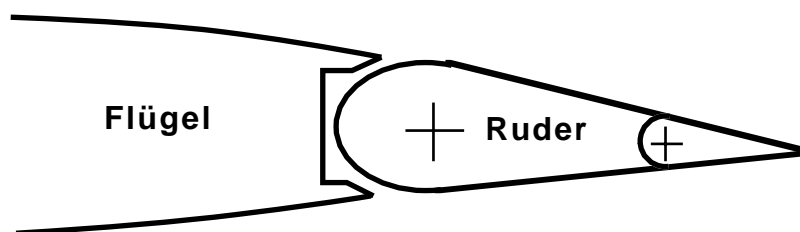
Ausgleichshörner werden bevorzugt an der Flächenspitze angebracht, da dann die Masse an der Stelle konzentriert ist, die beim Flattern die größten Ausschläge erfährt. Damit kann man die Flutterdämpfung ohne zusätzliche Massen erhöhen. Natürlich ist

außen auch die Position, in der ihr Ausschnitt die Struktur am wenigsten beeinflusst.

Der große Hinterkantenwinkel hat strömungstechnisch einen ähnlichen Effekt wie das Hilfsruder: Bei



Ruder mit stumpfer Hinterkante



Ruder mit Hilfsruder

ausgeschlagenem Ruder entsteht an dem ausschlagsseitigen Konturknick eine Saugspitze, während auf der anderen Seite die Strömung einfach ablöst. Damit ist ohne bewegliche Teile immer eine den Ausschlag unterstützende Kraft wirksam! Allerdings vermindert die dicke Hinterkante die Ruderwirksamkeit und erhöht den Widerstand erheblich, so daß der Einbau

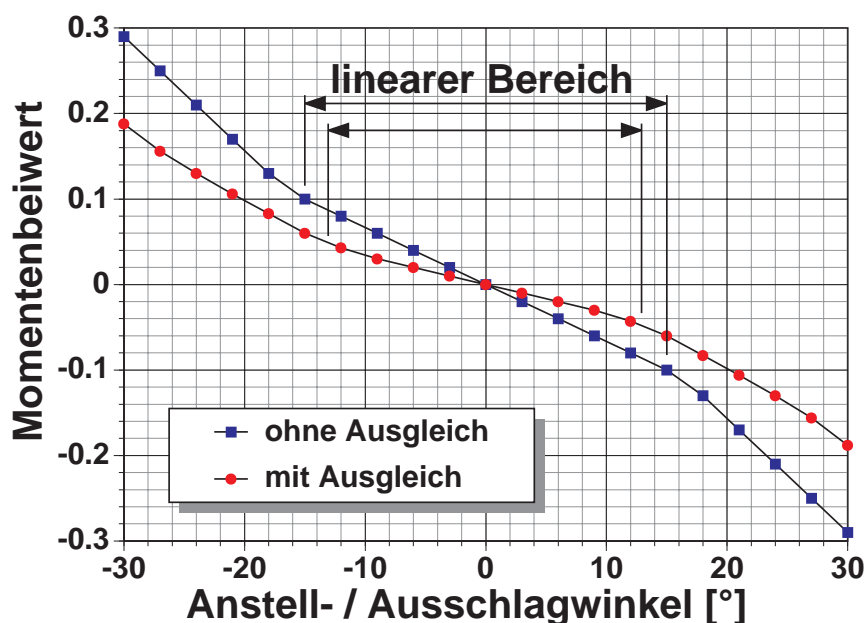
eines Flettnerruders die zwar aufwendigere, aber effizientere Ausgleichsform ist.

Gültigkeitsbereich

Wie immer bei linearisierten Beziehungen muß man auch hier den Geltungsbereich beachten. Solange die $c_{A\alpha}$ -Kurve linear ist, ist $c_{r\alpha}$ dies auch, und $c_{r\eta}$ ist konstant bis zu einem Ausschlag von 15° bis 20° ; oberhalb davon, wenn auf der Sogseite der Klappe Ablösung einsetzt, schließt sich ein zweiter Bereich an, in dem die Beiwerte doppelt bis dreimal so groß sind.

Da das Ende des Bereiches konstanter Beiwerte durch den Beginn der Strömungsablösung an der Hinterkante oder am Konturknick der Klappe verursacht wird, wird der Ausschlagswinkel, bis zu dem die Beiwerte konstant sind, mit zunehmendem Anstellwinkel bei Ausschlag

nach unten kleiner; der Bereich für Ausschlag nach oben bleibt in etwa unverändert. Der Bereich konstanter Beiwerte wird kleiner für:



- Größere Rudertiefen
- Dickere Profile
- Stumpfer Hinterkanten
- Stumpfer Rudernasen
- Abgedichtete Ruderspalt

Allerdings ist außerhalb eines kleineren Bereichs der Anstieg der Beiwerte geringer, da die Ablösung generell um so heftiger ist, je länger sie herausgezögert wird. Es fällt auf, daß die gleichen Maßnahmen, die zu einer Verringerung der Scharniermomentenbeiwerte führen, den Bereich konstanter Beiwerte verkleinern!

Bei zunehmender Rudertiefe ist zunächst (unterhalb von 10% bis 15% der Profiltiefe) ein steiler Abfall des Bereichs konstanter Beiwerte zu beobachten, darüber hinaus nur noch ein flacher Abfall. So ist der Ausschlagsbereich bei 10% Rudertiefe $\pm 20^\circ$ bis $\pm 25^\circ$, bei 20% Rudertiefe $\pm 15^\circ$ bis $\pm 20^\circ$, und bei 30% Rudertiefe nur um $\pm 15^\circ$.

Wie man in dem Diagramm auf Seite 14 sehen kann, steigt $c_{r\alpha}$ mit dem Ruder-ausschlag und $c_{r\eta}$ mit dem Auftriebsbeiwert an. Die in Gleichung 16 angegebenen Näherungswerte gelten im Bereich kleiner Anstell- und Ausschlagswinkel und sind daher für größere Winkel nicht tauglich. Mit aller Vorsicht kann man sie modifizieren, um z.B. das Auswehverhalten vorherzusagen, sollte sich aber immer für genaue Untersuchungen auf Messungen stützen.

Reibung

Je geringer die aerodynamischen Kräfte sind, desto größer wird der Einfluß der Reibung. Um ihn klein zu halten, sollte man generell versuchen, die Ruder mit Schubstangen anzutreiben und in der gesamten Kinematik Wälzlager zu verwenden. Ebenso wichtig ist es, sich von der Leichtgängigkeit auch im belasteten Zustand zu vergewissern. So kann die Flügelbiegung bei einem mehrfach gelagerten Querruder oder einer mehrfach gelagerten Schubstange zu einem deutlichen Anwachsen der Kräfte führen, da aufgrund der Durchbiegung die Lager nicht mehr fluchten. Wo Fluchtungsfehler auftreten können, sollte man nach Möglichkeit Schwenklager einbauen. Auch kann die Reibung die durch Wölbung differenzierter Querruder mögliche Lastminderung aufheben. Da das verwölbte Ruder nun mehr Auftrieb produziert, wachsen auch die Reibungslasten an, besonders wenn das Ruder in Gleitlagern gelagert ist.

Bei Segelflugzeugen wird das Seitenruder gerne mit schwergängigen Seilzügen angetrieben, da hier die Reibungslasten nicht stören und zudem die Flutterdämpfung des Ruders erhöhen.

Trimmung

Bei jedem Flugzeug kann man den Kraftnullpunkt zuminderst der Nicksteuerung verschieben. Eine solche Trimmung geschieht im einfachsten Fall durch eine Feder, die das Ruder auf eine bestimmte Position zieht. Diese Trimmung ist zwar einfach, hat aber den Nachteil, daß sich der Trimpunkt mit dem Staudruck verschiebt. Da sich die Federkraft auf die Steuerkraft addiert, heißt eine solche Trimmung Paralleltrimmung. Sie wird daher vorwiegend in Leichtflugzeugen verwendet, bei denen die Erhöhung der Steuerkraft nicht kritisch oder sogar gewünscht ist, und zum Trimmen von staudruckunabhängigen Asymmetrien, z.B. das Trimmen unsymmetrischer Beladung mit der Querrudertrimmung.

Größere Flugzeuge verwenden serielle Trimmungen, bei denen ein Element der Steuerung verstellt wird, um den Kraftnullpunkt zu verschieben. Eine Flossenverstellung am Höhenruder oder ein verstellbares Hilfsruder sind Beispiele dafür. Eine serielle Trimmung erhöht die maximale Handkraft nicht, und sie braucht auch nicht bei Geschwindigkeitsänderungen nachgestellt zu werden, wenn man z.B. einen verzogenen Flügel mit Hilfsrudern am Querruder trimmt.

Eine Höhenflossenverstellung ist unbedingt einzubauen, wenn die Maximalgeschwindigkeit über Mach 0,7 liegt. Durch Ruderausschläge kann es zu Überschallgebieten und Stößen nahe der Hinterkante kommen, die die Ruderwirksamkeit umkehren können. Gerät ein solches Flugzeug in einen Bahnneigungsflug, würde "Ziehen" zu noch weniger Abtrieb am Höhenleitwerk führen, und nur eine Flossenverstellung, die die Konturknicke des Ruders vermeidet, kann dann das Flugzeug retten.

Zentrieren

Wenn das Seitenruder eines Motorflugzeugs um die Neutrallage nur geringe Kraftanstiege hat, ist es für den Piloten schwer, es genau in Mittelstellung für schiebefreien Flug zu bringen. Falls keine Paralleltrimmung eingebaut ist, die eine klare Neutralstellung vorgibt, behilft man sich in der Regel mit einer aufgedickten Hinterkante, so daß an der Seitenruder-Endleiste ein entsprechendes Ablösegebiet entsteht. Der an der Hinterkante angreifende Widerstand zieht dieses dann in eine klare Neutralstellung, erhöht aber auch die Steuerkräfte entsprechend. Eine solche aufgedickte Hinterkante vergrößert also die Rudermomente und sollte nicht mit der stumpfen Hinterkante verwechselt werden, bei der die Strömung auf der in die Strömung ausgeschlagenen Seite anliegt und die Momente verringert.

Symbole

C_A	Auftriebsbeiwert
$C_{A\alpha}$	Auftriebsbeiwertsgradient mit Anstellwinkel
$C_{A\alpha,l}$	Auftriebsbeiwertsgradient mit Anstellwinkel bei losem Ruder
$C_{A\eta}$	Auftriebsbeiwertsgradient mit Klappenwinkel
C_{Aq}	Auftriebsbeiwertsgradient mit Nickgeschwindigkeit
C_l	Rollmoment
C_{lp}	Rolldämpfung
C_m	Nickmomentenbeiwert
C_{m0}	Nickmomentenbeiwert bei Nullauftrieb
$C_{m\alpha}$	Nickmomentenbeiwertsgradient mit Anstellwinkel
C_{mq}	Nickmomentenbeiwertsgradient mit Nickgeschwindigkeit
$C_{m\eta}$	Nickmomentenbeiwertsgradient mit Höhenruderwinkel
$C_{m\eta,l}$	Nickmomentenbeiwertsgradient mit Höhenruderwinkel bei losem Ruder
$C_{m\eta,NP}$	Nickmomentenbeiwertsgradient mit Höhenruderwinkel, bezogen auf den Neutralpunkt
C_n	Giermoment
$C_{n\beta}$	Giermomentengradient mit Schiebewinkel
$C_{n\zeta}$	Giermomentengradient mit Seitenruderwinkel
C_r	Scharniermomentenbeiwert
$C_{r\alpha}$	Scharniermomentenbeiwert mit Anstellwinkel
$C_{r\beta}$	Scharniermomentenbeiwert mit Schiebewinkel
$C_{r\eta}$	Scharniermomentenbeiwert mit Höhenruderwinkel
C_{r0}	Scharniermomentenbeiwert bei $\alpha = 0$ und $\eta = 0$
F_r	Ruderfläche
g	Erdbeschleunigung
l_r	Rudertiefe
l_μ	Vergleichsflügelteufe
m	Masse
M_r	Rudermoment
n_z	Lastvielfache in z-Richtung
p	Rollgeschwindigkeit
q	Staudruck / Nickgeschwindigkeit
r_H	Leitwerkshebelarm
s	Halbspannweite
X_N	X-Lage des Neutralpunktes
X_S	X-Lage des Schwerpunktes
v	Fluggeschwindigkeit

α	Anstellwinkel (in rad), positiv bei Anströmung von unten
β	Schiebewinkel (in rad), positiv bei Anströmung von rechts
α_w	Abwindwinkel (in rad)
α_{w0}	Abwindwinkel bei $\alpha = 0$
δ	Profildicke
ε_H	Einstellwinkel des Höhenleitwerks
φ	Pfeilwinkel
λ	relative Klappentiefe
Λ	Flügelstreckung
ν	V-Winkel
μ	reduzierte Masse
η	Höhenruderwinkel (positiv nach unten, in rad)
ρ	Luftdichte
τ	Hinterkantenwinkel
ξ	Querruderwinkel (positiv: Rechtes Querruder nach unten, in rad)
ζ	Seitenruderwinkel (positiv nach links, in rad)
ω_x	Rollgeschwindigkeit
ω_y	Nickgeschwindigkeit

Indices:

l	links
r	rechts
R, r	Ruder
NP	Neutralpunkt
H, HLW	Höhenleitwerk
HR	Höhenruder
S, SLW	Seitenleitwerk
SR	Seitenruder
QR	Querruder

Richtlinien für die Nicksteuerung

Bedingung	Knüppel	Horn	Quelle
Um langsamer zu fliegen, ist eine Kraft in Richtung Ziehen erforderlich			FAR 23.173
Maximale Steuerkraft:			
– kurzzeitig	270 N	330 N	FAR 23.143
– langfristig		45 N	FAR 23.143
Maximale Kraft ungetrimmt:			
– bei $1,5 \cdot v_{S0}$, ohne Schub, Landekonfiguration, vordere Schwerpunktlage		45 N	FAR 23.145
– zwischen $1,3 \cdot v_{S1}$ und v_C	180 N		FAR 23.175
– im Landeanflug zwischen $1,1 \cdot v_{S0}$ und $1,8 \cdot v_{S0}$	180 N		FAR 23.175
Maximale Kraft während des Starts:			
– in Richtung Ziehen		90 N	MIL-F-8785 B
– in Richtung Drücken		45 N	§ 3.2.3.3.2
Maximale Kraft während der Landung:			
– in Richtung Ziehen		160 N	§ 3.2.3.4.1
Maximale Kraft im Sturzflug mit Trimm für Reiseflug			
– in Richtung Ziehen	45 N	70 N	MIL-F-8785 B
– in Richtung Drücken	220 N	330 N	§ 3.2.3.5
Trimmkraft zu Anfang des Sturzes	45 N	90 N	
Kraftanstieg pro Zentimeter Knüppelweg		9 N	§ 3.2.2.2.2
Kraft für maximales Lastvielfaches			
– größer als	70 N	90 N	
– kleiner als	125 N	160 N	
Losbrechkraft (durch Reibung) maximal	1,3 N	1,8 N	§ 3.5.2.1
Der örtliche Wert von $\frac{\partial M_r}{\partial v}$ soll nicht mehr als 50% vom Mittelwert abweichen			
Der Phasenwinkel zwischen Steuerausschlag und Kraft soll zwischen 0° und $+30^\circ$ sein.			

Dies sind Vorschriften für Motorflugzeuge; sie werden bei Segelflugzeugen teilweise erheblich unterschritten:

Maximale Steuerkraft für Nicksteuerung:			
– kurzzeitig		200 N	JAR 22.143
– langfristig		20 N	JAR 22.143
Kraftanstieg im 45° -Kurvenflug ($n_z = 1,41g$) mindestens		5 N	JAR 22.155
Maximale Steuerkraft für Rollsteuerung:			
– kurzzeitig		100 N	JAR 22.143
– langfristig		15 N	JAR 22.143
Maximale Steuerkraft für Giersteuerung:			
– kurzzeitig		400 N	JAR 22.143
– langfristig		100 N	JAR 22.143

Richtlinien für die Rollsteuerung

Bedingung	Knüppel	Horn	Quelle
Maximale Steuerkraft:			
– kurzzeitig	140 N	270 N	FAR 23.143
– langfristig		23 N	FAR 23.143
Kurzzeitige Steuerkraft für Vollausschlag nach MIL-Spezifikation:			
– maximal	90 N	180 N	MIL-F-8785 B
– minimal: Losbrechkraft durch Reibung plus	22 N	44 N	§ 3.3.4.2
Rolleistung:			
– Im Reiseflug muß 60° Rollwinkel in 1,7 s erreicht werden			MIL-F-8785 B
– Im Landeanflug muß 30° Rollwinkel in 1,3 s erreicht werden			§ 3.3.4.14
Maximalkraft für 45° Rollwinkel ohne Seitenruderunterstützung	22 N	44 N	§ 3.3.2.6
Losbrech- und Reibungskraft:			
– maximal	9 N	13 N	MIL-F-8785 B
– minimal		2 N	§ 3.5.2.1
Keine störenden Nichtlinearitäten der Rollantwort über Knüppelausschlag			
Der Phasenwinkel zwischen Steuerausschlag und Kraft soll zwischen 0° und +30° sein.			

Richtlinien für die Giersteuerung

Bedingung	Kraft	Quelle
Maximale Steuerkraft:		
– kurzzeitig	670 N	FAR 23.143
– langfristig	90 N	FAR 23.143
Maximalkraft für:		
– schiebefreies Rollen	220 N	MIL-F-8785 B
– Kreisflug mit 45° Hängewinkel	180 N	§ 3.3.2.5
Mit maximal 220 N muß eine Rollrate von 3°/s nur mit dem Seitenruder fliegar sein		
Maximale Steuerkraft bei Abweichung von der Trimmgeschwindigkeit:		
– Abweichung von ±30%	440 N	§ 3.3.5.1
– im ganzen Flugbereich	800 N	§ 3.3.8
Maximale Steuerkraft durch unsymmetrische Beladungsverteilung:	440 N	§ 3.3.5.1.1
Maximallasten bei Start und Landung:		
– Seitenwind von 20 kts	440 N	§ 3.3.7
– Motorausfall	800 N	§ 3.3.9.1
Losbrech- und Reibungskraft:		
– maximal	30 N	MIL-F-8785 B
– minimal	5 N	§ 3.5.2.1

Der Schiebewinkel muß sich bis $\zeta=15^\circ$ linear mit dem Seitenruderausschlag ändern.

Die Steuerkraft muß sich bis $\zeta=10^\circ$ linear mit dem Seitenruderausschlag ändern.

Der Phasenwinkel zwischen Steuerausschlag und Kraft soll zwischen 0° und +30° sein.