


Formelsammlung

Gleichungen zur Berechnung der Flugeigenschaften




Dipl.-Ing. Lutz Bretschneider, Dipl.-Ing. Vivian Angermann,

M. Eng. Andrés Arango Pérez

2. September 2022



Institut für Flugführung
Hermann-Blenk-Str. 27
38108 Braunschweig



Inhaltsverzeichnis

1	Flugmechanische Grundlagen	1
2	Allgemeine Schwingungslehre	4
3	Stationäre Längsbewegung	5
3.1	Abschätzformeln für die Längsbewegung	7
3.2	Berechnungen für festes Höhenruder	8
3.3	Berechnungen für loses Höhenruder	9
3.4	Kräfte und Momente im Abfangbogen	10
3.5	Berechnung der Steuerkräfte	11
4	Dynamische Längsbewegung	12
5	Stationäre Seitenbewegung	14
5.1	Berechnung zur Steuerung der Seitenbewegung	17
5.2	Berechnung der Querruder-Steuerkraft	17
5.3	Spezielle unsymmetrische Flugzustände	18
6	Dynamische Seitenbewegung	20

1 Flugmechanische Grundlagen

Auftrieb

$$A = \bar{q} \cdot S \cdot C_A \quad (1.1)$$

Widerstand

$$W = \bar{q} \cdot S \cdot C_W \quad (1.2)$$

Moment

$$M = \bar{q} \cdot S \cdot C_m \cdot l_\mu \quad (1.3)$$

Gewichtskraft

$$G = m \cdot g \quad (1.4)$$

Nickmoment

$$M = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot l_\mu \cdot C_m \quad (1.5)$$

Kräfte und Momente der Seitenbewegung

$$Y = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot C_Y \quad (1.6)$$

$$L = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot s \cdot C_l \quad (1.7)$$

$$N = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot s \cdot C_n \quad (1.8)$$

Staudruck

$$\bar{q} = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \quad (1.9)$$

Mach-Zahl

$$Ma = \frac{V}{a} \quad (1.10)$$

Flügelstreckung

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} \quad (1.11)$$

Flügelhalbspannweite

$$s = \frac{b}{2} \quad (1.12)$$

Manöverpunkt

$$\frac{x_M}{l_\mu} = \frac{x_N}{l_\mu} - \frac{C_{mq,NP}}{\mu} \quad (1.13)$$

Abstand r_H^*

$$r_H^* = x_{NH} - x_{FR} \quad (1.14)$$

Abstand r_H

$$r_H = r_H^* - (x_S - x_{FR}) \quad (1.15)$$

Abstand r_H in Abhängigkeit der Bezugsflügelteiefe l_μ

$$\frac{r_H}{l_\mu} = \frac{r_H^*}{l_\mu} - \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} \quad (1.16)$$

Normierte Masse Längsbewegung

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot l_\mu} \quad (1.17)$$

Normierte Masse Seitenbewegung

$$\mu_s = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot s} \quad (1.18)$$

Flugmechanische Zeitgröße

$$\tau = \frac{\mu \cdot l_\mu}{V_{Tr}} = \frac{\mu_s \cdot s}{V_{Tr}} = \frac{m \cdot V_{Tr}}{\bar{q}_{Tr} \cdot S} \quad (1.19)$$

Totzeit

$$t_A = \frac{r_H^*}{V} \quad (1.20)$$

Schwerpunkt aus Einzellasten

$$x_S = \frac{\sum G_i \cdot x_{S_i}}{\sum G_i} \quad (1.21)$$

Schwerpunktsatz im aerodynamischen System

$$\sum \underline{K}_a = \frac{d(mV_a)}{dt} = \frac{dm}{dt} \cdot V_a + m \cdot \frac{dV_a}{dt} \quad (1.22)$$

Schwerpunktsatz

$$m\dot{V} = \sum_{i=1}^n F_i \cdot \cos(\alpha + \sigma_i) \cdot \cos\beta - W - m \cdot g \cdot \sin\gamma_a \quad (1.23)$$

$$mVr_a = - \sum_{i=1}^n F_i \cdot \cos(\alpha + \sigma_i) \cdot \sin\beta + Y_a + m \cdot g \cdot \cos\gamma_a \cdot \sin\mu_a \quad (1.24)$$

$$-mVq_a = - \sum_{i=1}^n F_i \cdot \sin(\alpha + \sigma_i) - A + m \cdot g \cdot \cos\gamma_a \cdot \cos\mu_a \quad (1.25)$$

Drallsatz im flugzeugfesten System

$$\sum \underline{M} = \frac{d\underline{B}}{dt} \quad (1.26)$$

Drall

$$\underline{B} = \underline{I} \cdot \underline{w}_f^{gf} \quad (1.27)$$

Drallsatz (unsymmetrisches Flugzeug)

$$I_x \dot{p} - I_{xz}(\dot{r} + pq) - (I_y - I_z) \cdot qr = L - \sum_{i=1}^n (F_i \cdot y_{F_i} \cdot \sin\sigma_i) \quad (1.28)$$

$$I_y \dot{q} - I_{xz}(r^2 - p^2) - (I_z - I_x) \cdot rp = M + \sum_{i=1}^n (F_i \cdot z_{F_i} \cdot \cos\sigma_i) \quad (1.29)$$

$$I_z \dot{r} - I_{xz}(\dot{p} + qr) - (I_x - I_y) \cdot pq = N - \sum_{i=1}^n (F_i \cdot y_{F_i} \cdot \cos\sigma_i) \quad (1.30)$$

2 Allgemeine Schwingungslehre

Schwingungsdauer

$$T = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{2\pi}{\omega_0 \cdot \sqrt{1 - D^2}} \quad (2.1)$$

Eigenfrequenz

$$f = \frac{\omega}{2\pi} = \frac{1}{T} \quad (2.2)$$

Kreisfrequenz des gedämpften Systems

$$\omega = \omega_0 \cdot \sqrt{1 - D^2} \quad (2.3)$$

Abklingkonstante

$$\delta = -\omega_0 \cdot D \quad (2.4)$$

Abklingzeit

$$T_D = -\frac{1}{\delta} \quad (2.5)$$

Dämpfungswinkel

$$\sin \epsilon_D = -\frac{\delta}{\omega_0} = D \quad (2.6)$$

$$\cos \epsilon_D = \frac{\omega}{\omega_0} = \sqrt{1 - D^2} \quad (2.7)$$

$$\tan \epsilon_D = \frac{D}{\sqrt{1 - D^2}} \quad (2.8)$$

3 Stationäre Längsbewegung

Auftrieb des Gesamtflugzeugs

$$A = A_{FR} + A_H \cdot \cos \alpha_W - W_H \cdot \sin \alpha_W \quad (3.1)$$

Auftriebsbeiwert und -derivativ des Gesamtflugzeugs

$$C_A = (C_A)_{FR} + (C_A)_H = (C_A)_{FR} + \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot C_{AH} \quad (3.2)$$

$$C_{A\alpha} = \frac{\partial C_A}{\partial \alpha} = (C_{A\alpha})_{FR} + (C_{A\alpha})_H = \frac{\partial (C_A)_{FR}}{\partial \alpha} + \frac{\partial (C_A)_H}{\partial \alpha} \quad (3.3)$$

Widerstandsderivativ

$$C_{W\alpha} = \frac{\partial C_W}{\partial \alpha} \quad (3.4)$$

Kräfte und Momente der Flügel-Rumpf Kombination

$$A_{FR} = C_{AFR} \cdot \bar{q} \cdot S \quad (3.5)$$

$$W_{FR} = C_{WFR} \cdot \bar{q} \cdot S \quad (3.6)$$

$$M_{0FR} = C_{m0FR} \cdot \bar{q} \cdot S \cdot l_\mu \quad (3.7)$$

Auftriebsbeiwert und -derivativ der Flügel-Rumpf-Kombination

$$(C_A)_{FR} = (C_{A\alpha})_{FR} \cdot \alpha = \frac{\partial (C_A)_{FR}}{\partial \alpha} \cdot \alpha \quad (3.8)$$

$$(C_{A\alpha})_{FR} = C_{A\alpha FR} \quad (3.9)$$

$$C_m = (C_{m0})_{FR} - \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot C_{AH} + \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} \cdot C_A \quad (3.10)$$

Kräfte und Momente am Höhenleitwerk

$$A_H = C_{AH} \cdot \bar{q}_H \cdot S_H \quad (3.11)$$

$$W_H = C_{WH} \cdot \bar{q}_H \cdot S_H \quad (3.12)$$

$$M_{0H} = C_{m0H} \cdot \bar{q}_H \cdot S_H \cdot l_{\mu H} \quad (3.13)$$

$$\bar{q}_H = \frac{\rho}{2} V_H^2 \quad (3.14)$$

Auftriebsbeiwert und -derivativ des Höhenleitwerks

$$C_{AH} = \frac{A_H}{\bar{q}_H \cdot S_H} = C_{AH\alpha H} \cdot \alpha_H \quad (3.15)$$

$$C_{AH\alpha H} = \frac{\partial C_{AH}}{\partial \alpha_H} \quad (3.16)$$

$$(C_A)_H = \frac{A_H}{\bar{q} \cdot S} = \frac{A_H}{\bar{q}_H \cdot S_H} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} = C_{AH} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \quad (3.17)$$

$$(C_{A\alpha})_H = \frac{\partial (C_A)_H}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_{AH}}{\partial \alpha} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} = C_{AH\alpha H} \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right) \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \quad (3.18)$$

Gesamt-Nullmomentenbeiwert bei ausgetrimmter Horizontalfluglage

$$C_{m0} = (C_{m0})_{FR} - \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot (C_A)_{H, C_A=0} \quad (3.19)$$

Anstellwinkel am Höhenleitwerk

$$\alpha_H = \left[1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right] \cdot \alpha - \alpha_{W0} + \epsilon_H \quad (3.20)$$

Abwindwinkel des Höhenleitwerks

$$\alpha_W = \alpha_{W0} + \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \cdot \alpha \quad (3.21)$$

Effektiver Einstellwinkel am Höhenleitwerk

$$\epsilon_H^* = \epsilon_H + \frac{\partial \alpha_H}{\partial \eta} \cdot \eta \quad (3.22)$$

Effektiver Anstellwinkel

$$C_A = C_{A\alpha} \cdot \alpha_{eff} \quad (3.23)$$

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_{C_A=0} \quad (3.24)$$

$$\alpha_{C_A=0} = - \frac{C_{AH\alpha H}}{C_{A\alpha}} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot (\epsilon_H^* - \alpha_{W0}) \quad (3.25)$$

Lage des Neutralpunktes

$$x_N - x_{FR} = \frac{\Delta A_H}{\Delta A} \cdot r_H^* \quad (3.26)$$

Lage des Neutralpunktes in Beiwert-Schreibweise

$$\frac{x_N - x_{FR}}{l_\mu} = \left[1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right] \cdot \frac{C_{AH\alpha H}}{C_{A\alpha}} \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \quad (3.27)$$

Gesamt-Nickmoment

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha_{eff} = C_{m0} + \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \cdot \alpha \quad (3.28)$$

Momentenanstieg

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_A} = -\frac{x_N - x_S}{l_\mu} \quad (3.29)$$

Nickmomentenanstieg

$$C_{m\alpha} = \frac{\delta C_m}{\delta \alpha} \quad (3.30)$$

Mathematische Formulierung des Kriteriums für statische Stabilität

$$C_{m\alpha} = -\frac{x_N - x_S}{l_\mu} \cdot C_{A\alpha} \quad (3.31)$$

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_A} = -\frac{x_N - x_S}{l_\mu} \quad (3.32)$$

Leitwerksauslegung (Stabilitätsgrenze) für den Grenzfall $x_S = x_N$

$$C_{m\alpha} = 0 = (C_{A\alpha})_{FR} \cdot \frac{x_N - x_{FR}}{l_\mu} - (C_{A\alpha})_H \cdot \frac{r_H}{l_\mu} \quad (3.33)$$

Auftriebsbeiwert bei Ruderausschlag

$$C_{A\eta} = \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot C_{AH\alpha H} \cdot \frac{\partial \alpha_H}{\partial \eta} \quad (3.34)$$

Flächenverhältnis Höhenleitwerk zu Flügel für Stabilitätsgrenze

$$\frac{S_H}{S} = \frac{\frac{(C_{A\alpha})_{FR}}{C_{AH\alpha H}}}{\left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}\right) \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}}} \cdot \frac{\frac{x_N - x_{FR}}{r_H^*}}{1 - \frac{x_N - x_{FR}}{r_H^*}} \quad (3.35)$$

3.1 Abschätzformeln für die Längsbewegung

Abschätzformel für Tragflügel-Auftriebsanstieg endlicher Spannweite

$$C_{A\alpha} = \frac{C_{A\alpha, \Lambda=\infty}}{1 + \frac{C_{A\alpha, \Lambda=\infty}}{\pi \Lambda e}} = 2\pi \frac{\Lambda e}{\Lambda e + 2} \quad (3.36)$$

Abschätzformel für Nickmomentenanstieg

$$C_{m\alpha} = \left(\frac{x}{l_\mu} - \frac{x_N - x_t}{l_\mu} \right) \cdot C_{A\alpha} \quad (3.37)$$

Abschätzformel des Nullmomentenbeiwertes im Unterschall

$$C_{m0} = C_{m0, \vartheta=0} + \left(\frac{\Delta C_{m0}}{\vartheta} \right) \cdot \vartheta \quad (3.38)$$

Abschätzformel des Nullmomentenbeiwertes eines verwundenen Flügels

$$C_{m0,\vartheta=0} = \frac{\Lambda \cdot \cos\varphi}{A + 2\cos\varphi} \cdot \cos\varphi \left[\frac{C_{m0,Wurzel} + C_{m0,Spitze}}{2} \right] \quad (3.39)$$

Abschätzung des Abwindfaktors nach Prandtl

$$\frac{\partial\alpha_W}{\partial\alpha} = \frac{4}{\Lambda + 2} \quad (3.40)$$

3.2 Berechnungen für festes Höhenruder

Berechnung der Ruderwinkel

$$C_A = C_{A\alpha} \cdot \alpha_{eff,\eta=0} + C_{A\eta} \cdot \eta \quad (3.41)$$

$$C_m = C_{m0,\eta=0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha_{eff,\eta=0} + C_{m\eta} \cdot \eta \quad (3.42)$$

$$\eta = \frac{-C_{m0,\eta=0} - C_A \cdot \frac{C_{m\alpha}}{C_{A\alpha}}}{C_{m\eta} - C_{A\eta} \cdot \frac{C_{m\alpha}}{C_{A\alpha}}}, \text{ bei } C_m = 0 \quad (3.43)$$

$$\frac{C_{m\alpha}}{C_{A\alpha}} = -\frac{x_N - x_S}{l_\mu} \quad (3.44)$$

Berechnung der Ruderwinkel mittels unabhängigem Rudermoment

$$C_{m\eta} = -\frac{r_H}{l_\mu} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot C_{AH\alpha H} \cdot \frac{\delta\alpha_H}{\delta\eta} \quad (3.45)$$

$$C_{m\eta,NP} = -\frac{r_{HN}}{l_\mu} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot C_{AH\alpha H} \cdot \frac{\delta\alpha_H}{\delta\eta} \quad (3.46)$$

$$r_{HN} = r_H - (x_N - x_S) \quad (3.47)$$

$$C_{m\eta,NP} = C_{m\eta} + C_{A\eta} \cdot \frac{x_N - x_S}{l_\mu} \quad (3.48)$$

$$\eta = -\frac{C_{m0,\eta=0}}{C_{m\eta,NP}} + \frac{C_A}{C_{m\eta,NP}} \cdot \frac{x_N - x_S}{l_\mu} \quad (3.49)$$

Berechnung des Höhenleitwerksflossenwinkels

$$\epsilon_{H,C_m=0} = -\frac{C_{m0,\epsilon_H=0,\eta=\text{konst.}}}{C_{m\epsilon_H,NP}} + \frac{x_N - x_S}{l_\mu} \cdot \frac{2m \cdot g}{C_{m\epsilon_H,NP} \cdot S \cdot \rho \cdot V^2} \quad (3.50)$$

Rudergradient für das Höhenruder

$$\frac{\partial\eta}{\partial V} = -\frac{x_N - x_S}{l_\mu} \cdot \frac{4 \cdot \frac{m \cdot g}{S}}{C_{m\eta,NP} \cdot \rho \cdot V^3} \quad (3.51)$$

Berechnung des Ruderschwimmwinkels bei $M_r = 0$

$$\eta_s = \frac{\partial M_r / \partial \alpha_H}{\partial M_r / \partial \eta} \cdot \alpha_H \quad (3.52)$$

$$\text{mit } C_{r\alpha H} = \frac{\partial C_r}{\partial \alpha_H}, \quad C_{r\eta} = \frac{\partial C_r}{\partial \eta} \text{ und } M_r = C_r \cdot \bar{q} \cdot S_r \cdot l_r \quad (3.53)$$

$$\text{damit } \eta_s = -\frac{C_{r\alpha H}}{C_{r\eta}} \cdot \alpha_H \quad (3.54)$$

Neutralpunktbezogenes Nickmoment

$$C_{mq,NP} = C_{mq} + C_{Aq} \cdot \frac{x_N - x_S}{l_\mu} \quad (3.55)$$

3.3 Berechnungen für loses Höhenruder

Leitwerksauftrieb

$$C_{AH,l} = C_{AH\alpha H} \cdot \left[1 - \frac{\partial \alpha_H}{\partial \eta} \cdot \frac{C_{r\alpha H}}{C_{r\eta}} \right] \cdot \alpha_H \quad (3.56)$$

Auftriebsanstieg

$$C_{AH\alpha H,l} = \delta_l \cdot C_{AH\alpha H} \quad (3.57)$$

$$C_{A\alpha,l} = (C_{A\alpha})_{FR} + \delta_l (C_{A\alpha})_H \quad (3.58)$$

$$\text{mit } \delta_l = 1 - \frac{\partial \alpha_H}{\partial \eta} \cdot \frac{C_{r\alpha H}}{C_{r\eta}} \quad (3.59)$$

$$C_{r\alpha H} = \frac{\partial C_r}{\partial \alpha_H} \quad (3.60)$$

$$C_{r\eta} = \frac{\partial C_r}{\partial \eta} \quad (3.61)$$

$$C_{A\alpha,l} = (C_{A\alpha})_{FR} + \delta_l \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right) \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot C_{AH\alpha H} \quad (3.62)$$

Momentenanstieg

$$C_{m\alpha,l} = C_{A\alpha,l} \left[\frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} - \delta_l \frac{(C_{A\alpha})_H}{C_{A\alpha,l}} \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \right] \quad (3.63)$$

Neutralpunktlage

$$\frac{x_{N,l} - x_{FR}}{l_\mu} = \delta_l \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right) \cdot \frac{C_{AH\alpha H}}{C_{A\alpha,l}} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} = \delta_l \frac{(C_{A\alpha})_H}{C_{A\alpha,l}} \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \quad (3.64)$$

Differenz zwischen der Neutralpunktlage bei losem und festen Ruder

$$\frac{x_N - x_{N,l}}{l_\mu} = - \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right) \cdot \frac{C_{r\alpha H}}{C_{r\eta}} \cdot \frac{C_{m\eta,NP}}{C_{A\alpha,l}} \quad (3.65)$$

Moment um den Neutralpunkt infolge eines Ruderausschlages

$$C_{m\eta,NP} = C_{m\eta} - C_{A\eta} \cdot \frac{C_{m\alpha}}{C_{A\alpha}} \quad (3.66)$$

Beziehung zwischen Nickmomentenanstieg und Neutralpunktlage

$$\left(\frac{\partial C_m}{\partial C_A} \right)_l = \frac{C_{m\alpha,l}}{C_{A\alpha,l}} = - \frac{x_{N,l} - x_S}{l_\mu} \quad (3.67)$$

Nullmoment

$$C_{m0,l} = (C_{m0})_{FR} - \delta_l C_{AH\alpha H} \cdot \frac{(C_{A\alpha})_{FR}}{C_{A\alpha,l}} \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot (\epsilon_H - \alpha_{W0}) \quad (3.68)$$

Derivativ für Momentenanstieg $\frac{\delta C_m}{\delta \bar{q}}$ am Neutralpunkt

$$C_{mq,NP,l} = C_{mq,NP,FR} - \delta_l \cdot C_{AH\alpha H} \cdot \frac{r_H}{l_\mu} \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot \frac{(C_{A\alpha})_{FR}}{C_{A\alpha,l}} \quad (3.69)$$

Manöverpunkt

$$x_{M,l} = x_{N,l} - \frac{C_{mq,NP,l}}{\mu} \cdot l_\mu \quad (3.70)$$

3.4 Kräfte und Momente im Abfangbogen

Kräfte und Momente

$$A_{n=1} = m \cdot g \quad (3.71)$$

$$\Delta A = m \cdot q \cdot V \quad (3.72)$$

$$\Delta n = \frac{\Delta A}{m \cdot g} \quad (3.73)$$

$$\Delta n = \frac{V \cdot q}{g} \quad (3.74)$$

$$\Delta A = \Delta C_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \quad (3.75)$$

$$\Delta M = \Delta C_m \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot l_\mu \quad (3.76)$$

$$C_{Aq} = \frac{\partial C_A}{\partial (ql_\mu/V)} \quad (3.77)$$

$$C_{mq} = \frac{\partial C_m}{\partial (ql_\mu/V)} \quad (3.78)$$

3.5 Berechnung der Steuerkräfte

Steuerkraft für Rudermomente

$$F_H = K_{\ddot{U}} \cdot M_r \quad (3.79)$$

$$K_{\ddot{U}} = \frac{l_2}{l_1 \cdot l_3} \quad (3.80)$$

Rudermoment

$$M_r = C_r \cdot \bar{q}_H \cdot S_r \cdot l_r \quad (3.81)$$

Trimmruderwinkel für den stationären Geradeausflug

$$\eta_{C_m=0} = -\frac{C_{m0,\eta=0}}{C_{m\eta,NP}} + \frac{C_A}{C_{m\eta,NP}} \cdot \frac{x_N - x_S}{l_\mu} \quad (3.82)$$

Rudermomentenbeiwert

$$C_r = C_{r\alpha H} \cdot \alpha_{H,\eta=0} + C_{r\eta} \cdot \eta \quad (3.83)$$

Steuerhandkraft Höhenleitwerk ($\alpha_{W0} = \epsilon_H$)

$$F_H = K_F \cdot \bar{q} \left[-C_{m0,l} + C_A \frac{x_{N,l} - x_S}{l_\mu} \right] \quad (3.84)$$

$$K_F = K_{\ddot{U}} \cdot S_r \cdot l_r \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{C_{r\eta}}{C_{m\eta,NP}} \cdot \frac{C_{A\alpha,l}}{C_{A\alpha}} \quad (3.85)$$

$$F_H = -K_F \cdot \left[C_{m0,l} \cdot \frac{\rho}{2} V^2 - \frac{m \cdot g}{S} \cdot \frac{x_{N,l} - x_S}{l_\mu} \right] \quad (3.86)$$

Steuerkraftgradient

$$V_{Tr}^2 = \frac{2m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{m0,l}} \cdot \frac{x_{N,l} - x_S}{l_\mu} \quad (3.87)$$

$$\frac{dF_H}{dV} = -2K_F \cdot \frac{m \cdot g / S}{V_{Tr}} \cdot \frac{x_{N,l} - x_S}{l_\mu} \quad (3.88)$$

Abfanghandkraft

$$\Delta F_H = K_{\ddot{U}} \cdot \bar{q}_H \cdot S_r \cdot l_r \cdot \Delta C_r \quad (3.89)$$

Abfanghandkraft in Abhängigkeit der Lastvielfachen

$$\frac{dF_H}{dn} = K_F \cdot \frac{m \cdot g}{S} \cdot \frac{x_{M,l} - x_S}{l_\mu} \quad (3.90)$$

Tragflügel-Auftriebsanstieg nach Prandtl'scher Traglinientheorie

$$C_{A\alpha} = \frac{C_{A\alpha,\Lambda=\infty}}{1 + \frac{C_{A\alpha,\Lambda=\infty}}{\pi \cdot \Lambda \cdot e}} = 2\pi \cdot \frac{\Lambda \cdot e}{\Lambda \cdot e + 2} \quad (3.91)$$

Erweiterung der Traglinientheorie durch Weissinger ($\Lambda > 2$)

$$C_{A\alpha} = \frac{\pi \cdot \Lambda \cdot e}{1 + \sqrt{1 + \frac{\Lambda^2}{4} e^2}} \quad (3.92)$$

4 Dynamische Längsbewegung

Momentenbeiwertsänderung

$$(C_{mV})_{\bar{q}} = 2 \cdot C_{m\bar{q}} \quad (4.1)$$

Auftriebsbeiwertsänderung

$$(C_{AV})_{\bar{q}} = 2 \cdot C_{A\bar{q}} \quad (4.2)$$

Verhältnis von Nickmomenten- zu Auftriebsanstieg

$$\frac{C_{m\alpha}}{C_{A\alpha}} = \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} - \frac{C_{AH\alpha H}}{C_{A\alpha}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}\right) \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \quad (4.3)$$

Nickdämpfungsderivativ

$$C_{mq} = -C_{AH\alpha H} \sqrt{\frac{\bar{q}_H}{\bar{q}}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \left(\frac{r_H}{l_\mu}\right)^2 \quad (4.4)$$

Auftriebsderivativ

$$C_{A\dot{\alpha}} = \frac{\partial C_A}{\partial \left(\dot{\alpha} \cdot \frac{l_\mu}{V}\right)} \quad (4.5)$$

$$C_{A\dot{\alpha}} = \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \cdot C_{AH\alpha H} \cdot t_A \cdot \frac{V}{l_\mu} \quad (4.6)$$

Momentenderivativ

$$C_{m\dot{\alpha}} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\dot{\alpha} \cdot \frac{l_\mu}{V}\right)} \quad (4.7)$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = -\frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \left(\frac{r_H^*}{l_\mu}\right)^2 \cdot \left(1 - \frac{x_S - x_{FR}}{r_H^*}\right) \cdot \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \cdot C_{AH\alpha H} \quad (4.8)$$

Eigenwert und Eigenbewegungsform für Phygoide, bei $C_{mV} = 0$

$$\omega_{0P}^2 = \omega_{0P0}^2 \approx 2 \cdot \left(\frac{g}{V_{Tr}}\right)^2 \quad (4.9)$$

$$\sigma_{P0} \approx -\left(1 + \frac{C_{WV}}{2 \cdot C_{WTr}} - \frac{n_V}{2}\right) \cdot \frac{C_{WTr}}{C_{ATr}} \cdot \frac{g}{V_{Tr}} \quad (4.10)$$

$$\omega_{0P}^2 \approx \omega_{0P0}^2 \cdot \left[1 - \frac{C_{mV}}{C_{ATr} \cdot \frac{\partial C_m}{\partial C_A}}\right] \quad (4.11)$$

Näherungslösung für Phygoide

$$\sigma_P \approx \sigma_{P0} + k \cdot \frac{g}{V_{Tr}} \cdot \frac{C_{mV}}{\frac{\partial C_m}{\partial C_A}} \quad (4.12)$$

Widerstandsgleichung im stationären Zustand für Phygoide

$$C_{W_{Tr}} = C_{W_0} + k \cdot C_{A_{Tr}}^2 \quad (4.13)$$

Auftriebsgleichung im stationären Zustand für Phygoide

$$m \cdot g = A_{Tr} = C_{A_{Tr}} \cdot \left(\frac{\rho}{2}\right) \cdot V_{Tr}^2 \cdot S \quad (4.14)$$

$$C_{A_{Tr}} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V_{Tr}^2 \cdot S} \quad (4.15)$$

Näherungslösung für Anstellwinkelschwingung

$$\sigma_\alpha \approx -\frac{V_{Tr}}{2 \cdot \mu \cdot l_\mu} \left[C_{A\alpha} - \left(\frac{l_\mu}{i_y}\right)^2 \cdot (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \right] \quad (4.16)$$

$$\omega_{0\alpha}^2 \approx -\left(\frac{V_{Tr}}{i_y}\right)^2 \cdot \frac{C_{A\alpha}}{\mu} \cdot \left[\frac{\partial C_m}{\partial C_A} + \frac{C_{mq}}{\mu} \right] \quad (4.17)$$

5 Stationäre Seitenbewegung

Schiebe(Gier)-Seitenkraft

$$Y_S = C_{Y\beta S} \cdot \bar{q}_S \cdot S_S = -C_{Y\beta S} \cdot \frac{r \cdot r_S}{\bar{V}_S} \cdot \bar{q}_S \cdot S_S \quad (5.1)$$

$$\beta_S = \beta + \beta_W = \left(1 + \frac{\delta\beta_W}{\delta\beta}\right) \cdot \beta \quad (5.2)$$

$$C_{Y_S} = \frac{\partial C_{Y_S}}{\partial \beta_S} \cdot \beta_S = \frac{\partial C_{Y_S}}{\partial \beta_S} \cdot \left(1 + \frac{\partial \beta_W}{\partial \beta}\right) \cdot \beta \quad (5.3)$$

Schiebe-Querkraft

$$Y(\beta) = C_{Y\beta} \cdot \beta \cdot \bar{q} \cdot S \quad (5.4)$$

Schiebe-Querkraft-Derivativ

$$C_{Y\beta} = (C_{Y\beta})_R + (C_{Y\beta})_F + (C_{Y\beta})_S \quad (5.5)$$

$$(C_{Y\beta})_R = -0,2 \cdot \frac{V_R^{\frac{2}{3}}}{S} \quad (5.6)$$

$$(C_{Y\beta})_F = -C_W \cdot \beta + (C_{Y\beta})_{F,\nu} \quad (5.7)$$

$$(C_{Y\beta})_{F,\nu} = -(C_{A\alpha})_F \cdot \nu^2, \text{ wenn } \nu \text{ klein} \quad (5.8)$$

$$(C_{Y\beta})_S = \left(1 + \frac{\partial \beta_W}{\partial \beta}\right) \cdot \frac{\bar{q}_S}{\bar{q}} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{\partial C_{Y_S}}{\partial \beta_S} \quad (5.9)$$

Schiebe-Rollmoment

$$L(\beta) = C_{l\beta} \cdot \beta \cdot \bar{q} \cdot S \cdot s \quad (5.10)$$

Schiebe-Rollmoment-Derivativ

$$C_{l\beta} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta} = -C_{l\zeta} \cdot \frac{\partial \zeta}{\partial \beta} \quad (5.11)$$

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_F + (C_{l\beta})_S \quad (5.12)$$

$$(C_{l\beta})_{F,\nu} = -\frac{4}{3} \cdot \frac{\Lambda \cdot \nu}{\sqrt{\left(\frac{\Lambda^2}{4} + 4\right)} + 2}, \text{ für ungepfeilte Flügel} \quad (5.13)$$

$$(C_{l\beta})_{F,\varphi} = -\frac{1}{3} \cdot \frac{\tan \varphi}{1 - (\text{Macos} \varphi)^2} \cdot C_A, \text{ für gepfeilte Flügel im Unterschall} \quad (5.14)$$

$$(C_{l\beta})_S = \left(1 + \frac{\partial \beta_W}{\partial \beta}\right) \cdot C_{Y\beta S} \cdot \frac{\bar{q}_S \cdot S_S \cdot r_S}{\bar{q} \cdot S \cdot s} \cdot \left(\frac{z_S}{r_S} - \alpha\right) \quad (5.15)$$

Schiebe-Rollmoment - ungepfeilter Flügel

$$C_{l\beta, v} = -\frac{4}{3} \cdot \frac{\Lambda \cdot v}{\sqrt{\left(\frac{\Lambda^2}{4} + 4\right)} + 2} \quad (5.16)$$

Schiebe-Rollmoment - gepfeilter Flügel (Unterschall)

$$C_{l\beta, \varphi} = -\frac{1}{3} \cdot \frac{\tan \varphi}{1 - (Ma \cdot \cos \varphi)^2} \cdot C_A \quad (5.17)$$

$$(L(\beta))_S = (Y(\beta))_S \cdot (z_S - r_S \alpha) \quad (5.18)$$

$$(Y(\beta))_S = \left(1 + \frac{\partial \beta_W}{\partial \beta}\right) \cdot C_{Y\beta S} \cdot \beta \cdot \bar{q}_S \cdot S_S \quad (5.19)$$

$$C_{Y\beta S} = \frac{\partial C_{Y S}}{\partial \beta_S} \quad (5.20)$$

Schiebe-Giermoment

$$N(\beta) = C_{n\beta} \cdot \beta \cdot \bar{q} \cdot S \cdot s \quad (5.21)$$

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_R + (C_{n\beta})_S \quad (5.22)$$

$$(C_{n\beta})_R = -2k \cdot \frac{V_R}{S \cdot s} \quad (5.23)$$

$$(C_{n\beta})_S = -\left(1 + \frac{\partial \beta_W}{\partial \beta}\right) \cdot \frac{\partial C_{Y S}}{\partial \beta_S} \cdot \frac{\bar{q}_S}{\bar{q}} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot \frac{S_S}{S} = -(C_{Y\beta})_S \cdot \frac{r_S}{s} \quad (5.24)$$

$$C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta} = -C_{n\zeta} \cdot \frac{\partial \zeta}{\partial \beta} = -2k \cdot \frac{V_R}{S \cdot s} - (C_{Y\beta})_S \cdot \frac{r_S}{s} \quad (5.25)$$

Stationären Schiebeflug (kleine Hängewinkel)

$$\begin{pmatrix} C_A & C_{Y\zeta} & C_{Y\tilde{\zeta}} \\ 0 & C_{l\zeta} & C_{l\tilde{\zeta}} \\ 0 & C_{n\zeta} & C_{n\tilde{\zeta}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Phi \\ \zeta \\ \tilde{\zeta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -C_{Y\beta} \\ -C_{l\beta} \\ -C_{n\beta} \end{pmatrix} \cdot \beta \quad (5.26)$$

Stationären Schiebeflug bei Triebwerksausfall links

$$\begin{pmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\zeta} & C_{Y\tilde{\zeta}} \\ C_{l\beta} & C_{l\zeta} & C_{l\tilde{\zeta}} \\ C_{n\beta} & C_{n\zeta} & C_{n\tilde{\zeta}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ \zeta \\ \tilde{\zeta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -C_A \cdot \Phi \\ 0 \\ \frac{\sum_i F_i \cdot y_{F_i}}{\bar{q} \cdot S \cdot s} \end{pmatrix} \quad (5.27)$$

Induzierter Schiebewinkel am Seitenleitwerk durch Giergeschwindigkeit

$$\beta_{S,r} = -\frac{r \cdot r_S}{\bar{V}_S} \quad (5.28)$$

Gierdämpfung

$$C_{nr} = \frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{r \cdot s}{V}\right)} \quad (5.29)$$

$$C_{nr} = (C_{nr})_S + (C_{nr})_F \quad (5.30)$$

$$(C_{nr})_F = -\frac{2}{3}C_W = -\frac{2}{3}(C_{W0} + kC_A^2) \quad (5.31)$$

$$(C_{nr})_S = C_{Y\beta S} \cdot \frac{V}{\bar{V}_S} \cdot \bar{q}_S \cdot S_S \cdot \frac{r_S}{\bar{q} \cdot S \cdot l_\mu} \cdot \frac{r_S}{s} \quad (5.32)$$

Gierrollmoment

$$C_{lr} = (C_{lr})_F + (C_{lr})_S \quad (5.33)$$

$$(C_{lr})_F = \left(\frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{r \cdot s}{V}\right)} \right)_F = \frac{C_A}{4} \left[1 + \frac{\sqrt{\Lambda^2/4 + 1} + 1}{\sqrt{\Lambda^2/4 + 4} + 2} \right] \quad (5.34)$$

$$(C_{lr})_S = -C_{Y\beta S} \cdot \frac{\bar{q}_S}{\bar{q}} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot \left(\frac{z_S - r_S \cdot \alpha}{s} \right) \quad (5.35)$$

Rollseitenkraft

$$(C_{YP})_S = \frac{C_{Y\beta S}}{2} \cdot \frac{\bar{q}_S}{\bar{q}} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{h_S}{s} \quad (5.36)$$

Rollgiermoment

$$C_{np} = \frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{p \cdot s}{V}\right)} = (C_{np})_F + (C_{np})_S \quad (5.37)$$

$$(C_{np})_F = -\frac{1}{4} \cdot \frac{\sqrt{\frac{\Lambda^2}{4} + 4} - 1}{\sqrt{\frac{\Lambda^2}{4} + 4} + 2} \cdot C_A \quad (5.38)$$

$$(C_{np})_S = \frac{C_{Y\beta S}}{2} \cdot \frac{\bar{q}_S}{\bar{q}} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot \frac{h_S}{s} \quad (5.39)$$

Rolldämpfung

$$C_{lp} = \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{p \cdot s}{V}\right)} \quad (5.40)$$

Rolldämpfung für inkompressible Strömung

$$C_{lp} = -\frac{1}{4} \cdot \frac{\pi \Lambda}{\sqrt{\frac{\Lambda^2}{4} + 4} + 2} \quad (5.41)$$

Schwimmwinkel bei losem Seitenruder

$$\zeta_S = -\frac{C_{r\beta}}{C_{r\zeta}} \cdot \beta_S \quad (5.42)$$

5.1 Berechnung zur Steuerung der Seitenbewegung

Seitenruderquerkraft

$$C_{YS,\zeta} = C_{YS\beta_S} \cdot \frac{\partial \beta_S}{\partial \zeta} \cdot \zeta \quad (5.43)$$

$$(C_{Y\zeta})_S = C_{YS\beta_S} \cdot \frac{\partial \beta_S}{\partial \zeta} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{\bar{q}_S}{\bar{q}} \quad (5.44)$$

Seitenruderrollmoment

$$C_{l\zeta} = \frac{\partial C_l}{\partial \zeta} = C_{YS\beta_S} \cdot \frac{\partial \beta_S}{\partial \zeta} \cdot \frac{\bar{q}_S}{\bar{q}} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot \left(\frac{z_S}{r_S} - \alpha \right) \quad (5.45)$$

Giermoment infolge Seitenruderausschlag

$$C_{n\zeta} = -C_{YS\beta_S} \cdot \frac{\partial \beta_S}{\partial \zeta} \cdot \frac{\bar{q}_S}{\bar{q}} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \quad (5.46)$$

Rudermoment des Seitenruders

$$M_{rS} = C_{rS} \cdot \bar{q}_S \cdot S_{rS} \cdot l_{rS} \quad (5.47)$$

Steuerkräfte

$$F_F = -K_{\ddot{u}S} \cdot \bar{q}_S \cdot S_{rS} \cdot l_{rS} \cdot C_{r\zeta} \cdot \left(\zeta + \beta_S \cdot \frac{C_{r\beta}}{C_{r\zeta}} \right) \quad (5.48)$$

Übersetzungsfaktor

$$K_{\ddot{u}S} = \frac{d\zeta}{ds_F} \quad (5.49)$$

5.2 Berechnung der Querruder-Steuerkraft

Querruder-Rollmoment

$$L(\zeta) = C_{l\zeta} \cdot \zeta \cdot \bar{q} \cdot S \cdot s \quad (5.50)$$

Rollmomentenbeiwert infolge Querruderausschlag

$$C_{l\zeta} = -\frac{4}{3} \cdot \frac{\Lambda}{\sqrt{\frac{\Lambda^2}{4} + 4} + 2} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \zeta} \cdot \left[1 - \left(\frac{y_Q}{s} \right)^2 \right]^{\frac{2}{3}} \quad (5.51)$$

Erreichbare Rollgeschwindigkeit

$$p = -\frac{V}{s} \cdot \frac{C_{l\zeta}}{C_{lp}} \cdot \zeta \quad (5.52)$$

Momentenanteile

$$M_{rQ} \cdot \delta \xi = M_{rQ,r} \cdot \delta \xi_r + M_{rQ,l} \cdot \delta \xi_l \quad (5.53)$$

$$M_{rQ} = 2C_{rQ} \cdot \bar{q} \cdot S_{rQ} \cdot l_{rQ} \quad (5.54)$$

Querruder-Steuerkraft

$$F_Q = -2 \cdot K_{\ddot{u}Q} \cdot \bar{q} \cdot S_{rQ} \cdot l_{rQ} \cdot C_{rQ} \quad (5.55)$$

Übersetzungsverhältnis

$$K_{\ddot{u}Q} = \frac{\partial \xi}{\partial s_Q} \quad (5.56)$$

5.3 Spezielle unsymmetrische FlugzuständeAnflug mit Schiebewinkel

$$\xi = -\frac{C_{n\xi} \cdot C_{l\beta} - C_{l\xi} \cdot C_{n\beta}}{C_{n\xi} \cdot C_{l\xi} - C_{l\xi} \cdot C_{n\xi}} \cdot \beta \quad (5.57)$$

$$\zeta = -\frac{C_{l\xi} \cdot C_{n\beta} - C_{n\xi} \cdot C_{l\beta}}{C_{n\xi} \cdot C_{l\xi} - C_{l\xi} \cdot C_{n\xi}} \cdot \beta \quad (5.58)$$

Anflug mit Schiebewinkel - bei kleinen Kopplungsthermen

$$\xi = -\beta \cdot \frac{C_{l\beta}}{C_{l\xi}} \quad (5.59)$$

$$\zeta = -\beta \cdot \frac{C_{n\beta}}{C_{n\xi}} \quad (5.60)$$

Anflug mit Schiebewinkel - benötigter Hängewinkel

$$\Phi = -\left(C_{Y\beta} + C_{Y\xi} \cdot \frac{\xi}{\beta} + C_{Y\zeta} \cdot \frac{\zeta}{\beta}\right) \cdot \frac{\beta}{C_A} \quad (5.61)$$

Unsymmetrischer Triebwerksausfall

$$\begin{pmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\xi} & C_{Y\zeta} \\ C_{l\beta} & C_{l\xi} & C_{l\zeta} \\ C_{n\beta} & C_{n\xi} & C_{n\zeta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ \xi \\ \zeta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -C_A \Phi \\ 0 \\ C_W \frac{y_F}{s} \end{pmatrix} \quad (5.62)$$

Unsymmetrischer Triebwerksausfall - Giermomentenausgleich bei $\Phi = 0$ für 2-strahlige Flugzeuge

$$\beta = \frac{-C_{l\xi} \cdot C_{Y\zeta} \cdot \frac{y_F}{s} \cdot C_W}{C_{Y\beta} \cdot C_{l\xi} \cdot C_{n\zeta} + C_{l\beta} \cdot C_{n\xi} \cdot C_{Y\zeta} - C_{n\beta} \cdot C_{l\xi} \cdot C_{Y\zeta}} \quad (5.63)$$

$$\xi = \frac{C_{l\xi} \cdot C_{Y\beta} \cdot \frac{y_F}{s} \cdot C_W}{C_{Y\beta} \cdot C_{l\xi} \cdot C_{n\zeta} + C_{l\beta} \cdot C_{n\xi} \cdot C_{Y\zeta} - C_{n\beta} \cdot C_{l\xi} \cdot C_{Y\zeta}} \quad (5.64)$$

$$\zeta = \frac{(C_{Y\beta} \cdot C_{l\xi} - C_{l\beta} \cdot C_{Y\xi}) \cdot \frac{y_F}{s} \cdot C_W}{C_{Y\beta} \cdot C_{l\xi} \cdot C_{n\zeta} + C_{l\beta} \cdot C_{n\xi} \cdot C_{Y\zeta} - C_{n\beta} \cdot C_{l\xi} \cdot C_{Y\zeta}} \quad (5.65)$$

Unsymmetrischer Triebwerksausfall - Giermomentenausgleich bei $\beta = 0$ für 2-strahlige Flugzeuge

$$\Phi \approx -\frac{C_{Y\zeta}}{C_{n\zeta}} \cdot \frac{C_W}{C_A} \cdot \frac{y_F}{s} \quad (5.66)$$

$$\zeta \approx \frac{C_W}{C_{n\zeta}} \cdot \frac{y_F}{s} \quad (5.67)$$

$$\xi \approx -\frac{C_{l\zeta}}{C_{l\xi}} \cdot \frac{C_W}{C_{n\zeta}} \cdot \frac{y_F}{s} \quad (5.68)$$

Stationärer Kurvenflug - Hängewinkel Φ

$$\tan \Phi_{ref} = \frac{V}{g} \cdot \Omega = \frac{V^2}{r_K \cdot g} \quad (5.69)$$

Längsmomentenbilanz im stationären Kurvenflug

$$C_{m\eta, NP} = C_{m\eta} - C_{A\eta} \cdot \frac{C_{m\alpha}}{C_{A\alpha}} \quad (5.70)$$

$$q = \Omega \cdot \sin \Phi = \frac{n^2 - 1}{n} \cdot \frac{g}{V} \quad (5.71)$$

$$\Delta \eta = -(n-1) \cdot \frac{C_{A, n=1}}{C_{m\eta, NP}} \cdot \left[\frac{\partial C_m}{\partial C_A} + \left(1 + \frac{1}{n}\right) \left(\frac{C_{mq}}{\mu} - \frac{C_{Aq}}{\mu} \cdot \frac{\partial C_m}{\partial C_A} \right) \right] \quad (5.72)$$

Stationärer Kurvenflug - Allgemein im Derivativsatz

$$\begin{pmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\zeta} & C_{Y\zeta} \\ C_{l\beta} & C_{l\zeta} & C_{l\zeta} \\ C_{n\beta} & C_{n\zeta} & C_{n\zeta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ \xi \\ \zeta \end{pmatrix} = -r \cdot \frac{s}{V} \begin{pmatrix} C_{Yr} \\ C_{lr} \\ C_{nr} \end{pmatrix} \quad (5.73)$$

Giergeschwindigkeit

$$r = \Omega \cdot \cos \Phi = \frac{\sqrt{n^2 - 1}}{n} \cdot \frac{g}{V} \quad (5.74)$$

Stationärer Kurvenflug - Schiebefrei ($\beta = 0$) im Derivativsatz

$$\begin{pmatrix} C_{Yr} \frac{n^2-1}{n} \frac{g^s}{V^2} - n C_{A, n=1} & C_{Y\zeta} & C_{Y\zeta} \\ C_{lr} \frac{n^2-1}{n} \frac{g^s}{V^2} & C_{l\zeta} & C_{l\zeta} \\ C_{nr} \frac{n^2-1}{n} \frac{g^s}{V^2} & C_{n\zeta} & C_{n\zeta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta \Phi \\ \xi \\ \zeta \end{pmatrix} = -\frac{\sqrt{n^2 - 1}}{n} \frac{g^s}{V^2} \begin{pmatrix} C_{Yr} \\ C_{lr} \\ C_{nr} \end{pmatrix} \quad (5.75)$$

6 Dynamische Seitenbewegung

Trägheitsradien

$$i_x = \sqrt{\frac{I_x}{m}} \quad (6.1)$$

$$i_y = \sqrt{\frac{I_y}{m}} \quad (6.2)$$

$$i_z = \sqrt{\frac{I_z}{m}} \quad (6.3)$$

Deviationsmomente (Rollmoment und Giermoment)

$$k_L = \frac{I_{xz}}{I_x} \quad (6.4)$$

$$k_N = \frac{I_{xz}}{I_z} \quad (6.5)$$

Eigenwerte und Eigenbewegungsformen der Roll-Gier-Schwingung (Taumelschwingung)

$$\sigma_{RG} = \frac{V_{Tr}}{2 \cdot \mu_s \cdot s} \cdot \left[C_{Y\beta} + \left(\frac{s}{i_z} \right)^2 \cdot C_{nr} \right] \quad (6.6)$$

$$\omega_{0_{RG}} = \sqrt{\frac{V_{Tr}^2}{\mu_s \cdot i_z^2} \cdot C_{n\beta}} \quad (6.7)$$

Rollzeitkonstante

$$T_R = -\frac{1}{s_R} \approx -\frac{\mu_s \cdot s}{V_{Tr}} \cdot \frac{(i_x/s)^2}{C_{lp}} \quad (6.8)$$

Näherung 1. Ordnung für Rollbewegung

$$\dot{p}(t) + ap(t) = b\zeta(t) + c\zeta(t) \quad (6.9)$$

$$a = -\frac{C_{lp} \cdot s \cdot V_{Tr}}{\mu_s \cdot i_x^2} \quad (6.10)$$

$$b = \frac{V_{Tr}^2}{\mu_s \cdot i_x^2} \cdot C_{l\zeta} \quad (6.11)$$

$$c = \frac{V_{Tr}^2}{\mu_s \cdot i_x^2} \cdot C_{l\zeta} \quad (6.12)$$

Näherung 1. Ordnung für Rollbewegung bei einem Querrudersprung

$$\dot{p} - \frac{V_{Tr}}{\mu_s \cdot s} \left(\frac{s}{i_x} \right)^2 \cdot C_{lp} \cdot p = \frac{V_{Tr}^2}{\mu_s \cdot i_x^2} \cdot C_{l\zeta} \cdot \zeta \quad (6.13)$$

Näherungslösung für die Spiralstabilität

$$s_s = -\frac{g}{V_{Tr}} \cdot \frac{C_{lr}C_{n\beta} - C_{l\beta}C_{nr}}{C_{lp}C_{n\beta}} \quad (6.14)$$

Spiralbewegung (Kraft- und Momentengleichung)

$$L = \bar{q}_{Tr} \cdot S \cdot s \left[C_{l\beta} \cdot \beta + C_{lp} \cdot \frac{p \cdot s}{V_{Tr}} + C_{lr} \cdot \frac{r \cdot s}{V_{Tr}} \right] = 0 \quad (6.15)$$

$$N = \bar{q}_{Tr} \cdot S \cdot s \left[C_{n\beta} \cdot \beta + C_{nr} \cdot \frac{r \cdot s}{V_{Tr}} \right] = 0 \quad (6.16)$$

Formelzeichen

A	Auftrieb
B	Drall
C_A	Auftriebsbeiwert
C_W	Widerstandsbeiwert
C_Y	Seitenkraftbeiwert
C_l	Rollmomentenbeiwert
C_m	Nickmomentenbeiwert
C_n	Giermomentenbeiwert
C_r	Rudermomentenbeiwert
$C_{A\alpha}$	Auftriebsanstieg
$C_{A\dot{\alpha}}$	Anstellwinkelgeschwindigkeit-Auftriebsderivativ
C_{Aq}	Nick-Auftriebsderivativ
$C_{W\alpha}$	Widerstandsanstieg
$C_{Y S_{\zeta}}$	Seitenruderquerkraft
$C_{Y\beta}$	Schiebeseitenkraftbeiwert
C_{Yp}	Rollseitenkraft
C_{Yr}	Seitenkraftderivativ infolge der Giergeschwindigkeit
$C_{l\beta}$	Schiebe-Rollmomentenderivativ
$C_{l\zeta}$	Querruderrollbeiwert
$C_{l\zeta}$	Seitenruderrollbeiwert
C_{lp}	Rolldämpfungsbeiwert
C_{lr}	Gier-Rollmomentenderivativ
$C_{m\dot{\alpha}}$	Anstellwinkeldämpfungsderivativ
$C_{m0, Spitze}$	Nullmomentenbeiwert, des Flügelspitzenprofils
$C_{m0, Wurzel}$	Nullmomentenbeiwert, des Flügelwurzelprofils

C_{m0}	Nullmomentenbeiwert, C_m an der Stelle $C_A = 0$
$C_{m\alpha}$	Anstellwinkel-Nickmomentenderivativ
$C_{m\eta}$	Höhenruder-Nickmomentenderivativ
C_{mq}	Nichdämpfungsderivativ
$C_{n\beta}$	Schiebe-Giermomentenderivativ
$C_{n\zeta}$	Querrudergierbeiwert
$C_{n\zeta}$	Seitenrudergierbeiwert
C_{np}	Roll-Giermomentenderivativ
C_{nr}	Gierdämpfungsderivativ
C_{rQ}	Scharniermomentenbeitrag
D	Dämpfungsfaktor
F	Schub
F_F	Steuerkraft zur Betätigung des Seitenruders
F_H	Steuerkraft
G	Gewichtskraft
H	Höhe
$I_{x,y,z}$	Trägheitsmoment
$I_{yz,zx,xy}$	Deviationsmomente
K_F	Steuerkraftkonstante
$K_{\ddot{U}Q}$	Übersetzungsfaktor (Querruder)
$K_{\ddot{U}S}$	Übersetzungsfaktor (Seitenbewegung)
$K_{\ddot{U}}$	effektive Übersetzung
L	Rollmoment
M	Nickmoment
M_r	Moment um die Ruderrehachse
Ma	Machzahl
N	Giermoment
NP	Neutralpunkt

Q	Querkraft
R_a	Resultierende Luftkraft
S	Bezugsfläche
SP	Schwerpunkt
S_H	Bezugsfläche des Höhenleitwerks
S_S	Bezugsfläche des Seitenleitwerks
T	Schwingungsdauer
T_R	Rollzeitkonstante
V	Fluggeschwindigkeit
V_H	Effektive Fluggeschwindigkeit des Höhenleitwerks
V_R	Rumpfvolumen
W	Widerstandskraft
X, Y, Z	Längskraft, Seitenkraft, Vertikalkraft
Λ	Flügelstreckung
Ω	Drehgeschwindigkeit
Φ	Hängewinkel (Rollwinkel)
Ψ	Azimut (Gierwinkel)
Θ	Längsneigung (Nickwinkel)
α	Anstellwinkel
α_H	Effektiver Anstellwinkel des Höhenleitwerks
α_K	Bahnanstellwinkel
α_W	Abwindwinkel am Höhenleitwerk
α_{W0}	Abwindwinkel bei Nullauftrieb der FR-Kombination
α_{eff}	Effektiver Anstellwinkel
$\bar{\alpha}_W$	Mittlerer Abwindwinkel am Höhenleitwerk
β	Schiebewinkel
β_S	Schiebewinkel am Seitenleitwerk
β_W	Windschiebewinkel

χ	Bahnazimut
χ_a	Flugwindazimut
δ_F	Schubhebelstellung
δ_l	Faktor zur Vereinfachung der Gleichung des Leitwerksauftriebs bei losem Ruder
ϵ_D	Dämpfungswinkel
ϵ_H	Einstellwinkel des Höhenleitwerks
η	Höhenruderausschlag
η_S	Höhenruderschwimmwinkel
γ	Bahnneigungswinkel
γ_a	Flugwindneigungswinkel
$(C_{AV})_{\bar{q}}$	Auftriebsbeiwertsänderung bei der Berücksichtigung von dynamischen Vorgängen der Längsbewegung
$(C_{mV})_{\bar{q}}$	Momentenbeiwertsänderung bei der Berücksichtigung von dynamischen Vorgängen der Längsbewegung
μ	Normierte Masse (Längsbewegung)
μ_S	Normierte Masse (Seitenbewegung)
μ_a	Flugwindhängewinkel
ν	V-Stellungswinkel
ω	Kreisfrequenz
\bar{q}	Staudruck
\bar{q}_H	Staudruck am Höhenleitwerk
π	Mathematische Konstante
ρ	Luftdichte
σ	Realteil eines Eigenwertes
σ	Schubeinstellwinkel
τ	Flugmechanische Zeitkonstante
\underline{K}_a	Kraft im aerodynamischen System
\underline{V}_A	Geschwindigkeitsvektor im aerodynamischen System

$\underline{\omega}_f^{gf}$	Drehgeschwindigkeit des flugzeugfesten Systems gegenüber dem geodätischen System beschrieben im flugzeugfesten System
φ	Pfeilwinkel der 1/4-Linie
ϑ	Flügelverwindung
ζ	Querruderausschlag
ζ	Seitenruderausschlag
ζ_S	Schwimmwinkel bei losem Seitenruder
a	Schallgeschwindigkeit
b	Spannweite
e	Oswald-Faktor
f	Eigenfrequenz
g	Fallbeschleunigung
i, j, k	Einheitsvektoren
$i_{x,y,z}$	Trägheitsradius
$k_{l,n}$	Deviationsmomente
l_μ	Bezugsflügeltiefe
$l_{1,2,3}$	Hebelarmlängen
l_{rS}	Länge des Seitenruders
m	Masse
n	Lastvielfaches
n_V	Exponent, der Triebwerkscharakteristik beschreibt
n_α	Abfangempfindlichkeit
p	Rollgeschwindigkeit
q	Nickgeschwindigkeit
r	Giergeschwindigkeit
r_H	Abstand zwischen dem Neutralpunkt des Höhenleitwerks und dem Schwerpunkt des Gesamtflugzeugs
r_S	Abstand zwischen dem Neutralpunkt des Seitenleitwerks und dem Schwerpunkt des Gesamtflugzeugs

r_{HN}	Abstand zwischen dem Neutralpunkt des Höhenleitwerks und dem Neutralpunkt des Gesamtflugzeugs
s	Halbspannweite
s, s_L	LAPLACE-Variable
s_R	Eigenbewegungsform (Rollbewegung)
t	Zeit
t_A	Totzeit
x, y, z	Flugzeugfestes Achsensystem (äquivalent x_f, y_f, z_f)
x_M	Manöverpunktlage
x_N	Neutralpunktlage des Gesamtflugzeugs
x_S	Schwerpunktlage
x_a, y_a, z_a	Aerodynamisches Koordinatensystem
x_e, y_e, z_e	Experimentelles Koordinatensystem
x_g, y_g, z_g	Geodätisches Koordinatensystem
x_k, y_k, z_k	Bahnfestes Koordinatensystem
x_t	Punkt der höchsten Profilwölbung
x_{FR}	Neutralpunktlage des Flügel-Rumpf-Kombination
y_F	Abstand zwischen Schwerpunkt und Triebwerkssymmetrieebene
z_F	Schubhebelarm
z_H	Vertikaler Abstand zwischen NP_{HLW} und Schwerpunkt
z_S	Vertikaler Abstand zwischen NP_{SLW} und Schwerpunkt
z_{FR}	Vertikaler Abstand zwischen $NP_{Flügel}$ und Schwerpunkt