

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
02/01	Kraft	$F = m \cdot a$	$[N = kg \cdot m / s^2]$	
02/02	Gewicht	$G = m \times g$	$[N = kg \cdot m / s^2]$	<i>Gewicht ist eine Kraft!</i>
02/03	Dichte	$\rho = \frac{m}{V}$	$\left[\frac{kg}{m^3} \right]$	
02/04	Gesetz v. Boyle-Mariotte	$\frac{V_1}{V_2} = \frac{\rho_2}{\rho_1}$ bzw. $p \cdot V = konst.$		<i>isotherme Zustandsgl. Temp. bleibt konstant</i>
02/05	1. Gesetz v. Gay-Lussac	$\frac{V_1}{V_2} = \frac{T_1}{T_2}$		<i>isobare Zustandsgl. Druck bleibt konstant</i>
02/06	2. Gesetz v. Gay-Lussac	$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{T_1}{T_2}$		<i>isochore Zustandsgl. Volumen konstant</i>
02/07	Zustandsgl. d. idealen Gases	$\frac{V_2}{V_1} = \frac{\rho_1}{\rho_2} \cdot \frac{T_2}{T_1} = \frac{\rho_1}{\rho_2}$		
02/08	statische Schwebegl.	$G_B + G_G = G_L$		<i>Gleichung für aerostatisches Gleichgewicht</i>
02/09	erforderl. Volumen	$V_G = \frac{m_B}{\rho_L - \rho_G}$	$[m^3]$	<i>Erforderliches Gasvolumen für aerostatisches Gleichgewicht</i>
02/10	Kontinuitätsgleichung	$\frac{m}{t} = konst.$	$\left[\frac{kg}{s} \right]$	
02/11	Kontinuitätsgleichung erweitert	$S \cdot v \cdot \rho = konst$	$\left[m^2 \cdot \frac{m}{s} \cdot \frac{kg}{m^3} \right] = \left[\frac{kg}{s} \right]$	
02/12	Kontinuitätsgleichung erweitert	$S_1 \cdot v_1 \cdot \rho_1 = S_2 \cdot v_2 \cdot \rho_2$		<i>andere Schreibweise f. 02/11</i>
02/13	Kontinuitätsgleichung 2. Teil	$\frac{v_1}{v_2} = \frac{S_2}{S_1}$		
02/14	Kinetische Energie	$E_K = \frac{m \cdot v^2}{2}$	$[Nm] = \left[kg \cdot \frac{m^2}{s^2} \right] = [kg \cdot m / s^2 \cdot m]$	
02/15	Energie, Arbeit	$E = F \cdot s$	$[Nm] = [kg \cdot m / s^2 \cdot m]$	<i>E=E_K=E_P=W siehe auch 02/17</i>
02/15-1	potentielle Energie	$E_p = G \cdot h$ od. $E_p = m \cdot g \cdot h$	$[Nm]$	
02/16	Staudruck	$q = \frac{\rho \cdot v^2}{2}$	$[Pa] = [N / m^2] = \left[\frac{kg}{m^3} \cdot \frac{m^2}{s^2} \right]$	

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
02/17	Fallgeschw.	$v = \sqrt{2 \cdot g \cdot h}$	$\left[\frac{m}{s} \right]$	
02/18	Bernoulli-gleichung	$p_{ges} = p_{st} + q$		
02/19	Bernoulli-gleichung erweitert	$p_{ges} = p_{st} + \frac{\rho}{2} \cdot v^2$	$\left[\frac{N}{m^2} \right] = [Pa]$	
02/20	Bernoulli-gleichung erweitert	$p_{st1} + \frac{\rho}{2} \cdot v_1^2 = p_{st2} + \frac{\rho}{2} \cdot v_2^2 =$ $p_{st3} + \frac{\rho}{2} \cdot v_3^2 = konst$		
02/21	Re-Zahl	$Re = \frac{v \cdot l}{\nu}$	[1]	
02/22	Widerstand	$W = c_w \cdot q \cdot S$ oder $W = c_w \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S$	[N]	
02/23		$c_p = \frac{p_o + p_u}{q_\infty}$		
02/24	Normalkraft	$N_{(l=1)} = \int_0^l \frac{\Delta p_x}{q_\infty} \cdot q_\infty \cdot l \cdot 1$	[N]	
02/25	Streckenlast	$p_x = c_n \cdot l \cdot q$	[N/m]	bezogen auf c_n
02/26	Streckenlast	$p_x = c_a \cdot l \cdot q$	[N/m]	bezogen auf c_a
02/27	Auftrieb	$A = c_a \cdot q \cdot S$ oder : $A = c_a \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S$	[N]	
02/28	Flächenbelastung	$\frac{A}{S} = c_a \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2}$	$[N/m^2]$	
02/29	Impuls	$\vec{p} = m \cdot \vec{v}$	$\left[kg \frac{m}{s} \right] = Ns$	

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
02/30	Auftrieb n. Impulssatz	$A = V_s \cdot \rho \cdot w$	[N]	
02/31	Auftrieb f. Flügelstück	$A = 2 \cdot \rho \cdot v_\infty \cdot b \cdot \int_B^C \Delta v \cdot dx$	[N]	
02/32	Torsionsmoment	$M = c_m \cdot q \cdot S \cdot l$	[Nm]	
02/33a	Normalkraft Beiwert d. Normalkraft	$N = A \cdot \cos \alpha + W \cdot \sin \alpha$ $c_n = c_a \cdot \cos \alpha + c_w \cdot \sin \alpha$	[N] [1]	
02/33b	Tangentialkraft Beiwert Tangentialkraft	$T = W \cdot \cos \alpha - A \cdot \sin \alpha$ $c_t = c_w \cdot \cos \alpha - c_a \cdot \sin \alpha$	[N] [1]	
02/34	Resultierende Luftkraft, Beiwert res. Luftkraft	$R = \sqrt{A^2 + W^2}$ $c_r = \sqrt{c_a^2 + c_w^2}$	[N] [1]	
02/35	Druckpunktlage allgemein	$\frac{x_D}{l} = \frac{c_m}{c_n} \approx \frac{c_m}{c_a}$		
02/36	Lage v. Druckpunkt	$x_D = \frac{c_{mac}}{ca} \cdot l + l/4$	[m]	
02/37	Auftriebsanstieg	$\frac{dc_a}{d\alpha} = 4 \cdot \frac{dc_m}{d\alpha}$		
02/38	Auftriebsanstieg	$\frac{dc_a}{d\alpha} = 2 \cdot \pi$		
02/39	Auftriebsanstieg	$\frac{dc_a}{d\alpha} = 2 \cdot \pi \cdot \eta$		mit Profilwirkungsgrad
03/01	Streckung	$\Lambda = \frac{b^2}{S}$		auch Seitenverhältnis
03/02	Induzierter Anstellwinkel	$\alpha_i = \frac{w_i}{v_\infty}$		in Bogenmaß
03/03	Effektiver Anstellwinkel	$\alpha_{eff} = \alpha_g - \alpha_i$		
03/04	Auftrieb des Flügels	$A = \rho \cdot v_\infty \cdot b \cdot \Gamma$	[N]	mit Zirkulation gerechnet

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
03/05	Zirkulation	$\Gamma = c_a \cdot l \cdot \frac{v_\infty}{2}$	$\left[\frac{m^2}{s} \right]$	
03/06	Auftriebsverteilung	$c_a \cdot l = \frac{2 \cdot \Gamma}{v_\infty}$		
03/07	Streckenlast	$p_{(y)} = (c_a \cdot l) \cdot q_\infty$	$[N/m] = \left[m \cdot \frac{N}{m^2} \right]$	
03/08	Abwind an Stelle y des Flügels	$w_{i(y)} = \frac{1}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dy'} \cdot \frac{dy'}{y - y'}$		Prandtl'sche Integralgleichung
03/09	Induzierter Anstellwinkel an Stelle y des Flügels	$\alpha_{i(y)} = \frac{1}{4\pi \cdot v_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dy'} \cdot \frac{dy'}{y - y'}$		Prandtl'sche Integralgleichung
03/10	Geometrischer Anstellwinkel an Stelle y des Flügels	$\alpha_{g(y)} = \alpha_{e(y)} + \frac{1}{8\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \frac{d(c_a \cdot l)}{dy'} \cdot \frac{dy'}{y - y'}$		
03/11	Auftriebsverteilung nach Schrenk	$\frac{(c_a \cdot l)_{(y)}}{c_A} = \frac{1}{2} \cdot \left[l_y + \frac{4 \cdot S}{\pi \cdot b} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b} \right)^2} \right]$		
03/12	Induzierter Widerstand	$W_i = \frac{A^2}{2 \cdot \rho \cdot \frac{b^2 \cdot \pi}{4} \cdot v_\infty^2}$	$[N]$	gültig für Flügel mit elliptischem Grundriss
03/13	Beiwert des induzierten Widerstands	$c_{wi} = \frac{c_A^2}{\pi \cdot \Lambda}$		gültig für Flügel mit elliptischem Grundriss
03/14a	Induzierter Anstellwinkel	$\alpha_i = \frac{c_A}{\pi} \cdot \frac{1}{\Lambda}$	$[Bogenmaß]$	gültig für Flügel mit elliptischem Grundriss
03/14b	Induzierter Anstellwinkel	$\alpha_i = \frac{c_A}{\pi} \cdot \frac{1}{\Lambda} \cdot 57,3$	$[^\circ]$	gültig für Flügel mit elliptischem Grundriss
03/15	Auftriebsanstieg allgemein	$c_A' = \frac{\Delta c_A}{\Delta \alpha} \Leftrightarrow \frac{dc_A}{d\alpha}$		
03/16	Auftriebsanstieg elliptischer Tragflügel	$c_{Aell}' = \frac{\pi \cdot \Lambda}{\frac{\Lambda}{2\eta} + 1}$		gültig für Flügel mit elliptischem Grundriss

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
03/17	Umrechnung Widerstandsbeiwert für unterschiedliche Streckungen	$c_{W2} = c_{W1} + \frac{c_A^2}{\pi} \left(\frac{1}{\Lambda_2} - \frac{1}{\Lambda_1} \right)$		
03/18	Umrechnung Anstellwinkel für unterschiedliche Streckungen	$\alpha_2 = \alpha_1 + \frac{c_A}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{\Lambda_2} - \frac{1}{\Lambda_1} \right)$		
03/19	Beiwert des induzierten Widerstands	$c_{Wi} = \frac{c_A^2}{\pi} \cdot \frac{1}{\Lambda} \cdot (1 + \delta_g)$		für nicht elliptische Flügelgrundrisse
03/20	Induzierter Anstellwinkel	$\alpha_i = \frac{c_A}{\pi} \cdot \frac{1}{\Lambda} \cdot (1 + \tau_g)$		für nicht elliptische Flügelgrundrisse
03/21	Umrechnung Widerstandsbeiwert für unterschiedliche Streckungen u. Grundrisse	$c_{W2} = c_{W1} + \frac{c_A^2}{\pi} \cdot \left(\frac{1 + \delta_{G2}}{\Lambda_2} - \frac{1 + \delta_{G1}}{\Lambda_1} \right)$		für nicht elliptische Flügelgrundrisse
03/22	Umrechnung Anstellwinkel für unterschiedliche Streckungen u. Grundrisse	$\tilde{\alpha}_i = \tilde{\alpha}_{i1} + \frac{c_A}{\pi} \cdot \left(\frac{1 + T_{G2}}{\Lambda_2} - \frac{1 + T_{G1}}{\Lambda_1} \right)$		für nicht elliptische Flügelgrundrisse
03/23	Auftriebsanstieg nicht elliptischer Tragflügel	$c_A' = c_{Aell} \cdot \left(1 - \frac{T_G}{1 + \frac{\Lambda}{2 \cdot \eta}} \right)$		für nicht elliptische Flügelgrundrisse
04/01	Beiwert des gesamten Widerstands eines Flugzeugs	$c_{Wges} = c_{WTF} + c_{WB} \cdot \frac{S_B}{S_{TF}}$		
04/02	Beiwert des gesamten Widerstands eines Flugzeugs	$c_{Wges} = c_{wpTF} + c_{wiTF} + c_{wpHL} \cdot \frac{S_{HL}}{S_{TF}} + c_{wiHL} \cdot \frac{S_{HL}}{S_{TF}} + c_{wR} \cdot \frac{S_B}{S_{TF}}$		erweiterte Form von 04/01
04/03	Auftriebsbeiw. mit Klappen	$c_{AmaxKL} = c_{amax} + \Delta c_{amaxKL} \cdot \frac{S_{KL}}{S_{TF}}$		
04/04	Schub bzw. Vortriebskraft	$Z = W + W_G$ $Z = W + G \cdot \sin \gamma$	[N]	Gleichgewichtsbedingung für Steigflug
04/05	Schub bzw. Vortriebskraft	$Z = c_W \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S_{TF} + G \cdot \sin \gamma$	[N]	Gleichgewichtsbedingung für Steigflug

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
04/06	Steigwinkel	$\sin \gamma = \frac{W_{st}}{V_b} \Rightarrow W_{st} = V_b \cdot \sin \gamma$		auch Gleitwinkel
04/07	Gleichgewichtsbedingung f. Horizontalflug	$A = G \quad ; \quad W = Z$		
04/08	Gleitwinkel	$\tan \gamma = \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \frac{W}{A} = \frac{c_W}{c_A}$		auch Gleitverhältnis siehe auch 04/13 u. 04/14
04/09	Staudruck im Gleitflug	$q_{gl} = \frac{G}{S} \cdot \frac{1}{c_A} [N/m^2]$	$[N/m^2]$	
04/10	Gleitgeschw.	$v_{gl} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho} \cdot \frac{1}{S \cdot c_A}}$	$[m/s]$	
04/10.1	Gleitgeschw. auf 0 m Höhe, Standard	$v_{gl} = 4 \cdot \sqrt{\frac{m}{S} \cdot \frac{1}{c_A}}$	$[m/s]$	
04/11	Sinkgeschw.	$w_s = 4 \cdot \sqrt{\frac{m}{S} \cdot \frac{c_W^2}{c_A^3}} \quad \text{bzw.:}$ $\sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho} \cdot \frac{c_W^2}{S \cdot c_A^3}}$	$[m/s]$	vereinfacht f. NN und für beliebige Luftdichte ρ .
04/12	Steigzahl	$Steigzahl = \frac{c_A^3}{c_W^2}$	$[1]$	
04/13	Gleitzahl und Gleitverhältnis	$E = \frac{c_A}{c_W}$ $\varepsilon = \frac{c_W}{c_A}$	$[1]$	
04/14	Gleitzahl	$E = \frac{c_A}{c_W} = \frac{A}{W} = \frac{v_{gl}}{w_s} \approx \frac{v}{w_s}$	$[1]$	
04/15	Gleitwinkel	$\tan \gamma = \frac{c_W}{c_A} = \frac{1}{E} = \varepsilon$		
04/16	Geschwindigkeit im Sturzflug	$v_{c_A=0} = 4 \cdot \sqrt{\frac{m}{S} \cdot \frac{1}{c_{Wc_A=0}}} \quad \text{bzw.:}$ $\sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho} \cdot \frac{1}{S \cdot c_{Wc_A=0}}}$	$[m/s]$	vereinfacht f. NN und für beliebige Luftdichte ρ .

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
04/17	Zentrifugalkraft bzw. Zentripetalkraft	$F_{ZF} = F_{ZP} = \frac{m \cdot v^2}{r} = m \cdot \omega^2 \cdot r$	[N]	
04/18	Winkelgeschwindigkeit	$\omega = \frac{\varphi}{t}$	[rad / s = 1 / s]	
04/19	Drehwinkel	$\varphi = \frac{s}{r}$		
04/20	Auftriebskraft im Kurvenflug	$A_K = \frac{G}{\cos \phi}$	[N]	
04/21	Lastvielfaches im Kurvenflug	$n = \frac{1}{\cos \phi}$		
04/22	Überziehgeschwindigkeit im Kurvenflug	$v_{sk} = v_s \cdot \sqrt{n}$	[m / s]	ohne Index, allgem. Geschwind. im Kurvenflug
04/23	Kurvenradius abhängig von Querneigung	$r = \frac{v^2}{g} \cdot \frac{1}{\tan \phi}$	[m]	
04/24	Kurvenradius abhängig von Lastvielfachem	$r = \frac{v^2}{g} \cdot \frac{1}{\sqrt{n^2 - 1}}$	[m]	
04/25	Moment des Tragflügels	$M_{TF} = M_{ac} + A \cdot \left(x - \frac{l}{4}\right)$	[Nm]	Gesamtmoment d. Flügels bezogen auf Flügel Nase
04/26	Beiwert des Tragflügelmom.	$c_m = c_{mac} + c_A \cdot \left(\frac{x_s}{l} - 0,25\right)$	[1]	Beiwert von Gesamtmoment d. Flügels bezogen auf Flügel Nase
04/27	Kriterium f. Instabilität	$\frac{dc_m}{dc_A} = \frac{dc_m}{d\alpha} > 0$		
04/28	Kriterium f. Indifferenz	$\frac{dc_m}{dc_A} = \frac{dc_m}{d\alpha} = 0$		
04/29	Kriterium f. Stabilität	$\frac{dc_m}{dc_A} = \frac{dc_m}{d\alpha} < 0$		
04/30	Beiwert des Moments für gesamtes Flugzeug	$c_m = -c_{mac} + c_A \cdot \frac{x_s}{l_{TF}} - c_{AH} \cdot \frac{q_H}{q} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{r_H}{l_{TF}}$		
04/31	Leitwerksvolumen	$V_H = \frac{q_H}{q} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{r_H}{l_{TF}}$		

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
04/32	Gleichung f. Gesamtmoment des Flugzeugs	$\frac{M_{ges}}{q} = (c_{mAC} \cdot l_{\mu} + c_N \cdot x_s + c_T \cdot z_s + \Delta c_{mR} \cdot l_{\mu}) \cdot S \cdot \alpha_H \cdot c'_{NH} \cdot r_H \cdot S_H \cdot \varphi$		
04/33	Tiefe des Bezugsflügels (mittlere Tiefe)	$l_m = \frac{S}{b}$	[m]	für einfache Formen (Rechteck, Trapez)
04/34	Tiefe des Bezugsflügels (mittlere Tiefe)	$l_{\mu} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^s l_y^2 \cdot dy$	[m]	allgemeine Rechn. für beliebige Grundrisse
04/35	Flächenschwerpunkt des Trapezflügels	$x_e = \frac{l_i}{2} + \frac{1}{3} \cdot \frac{l_i + 2l_a}{l_i + l_a} \cdot \frac{l_a - l_i + 2p}{2}$ $y_e = \frac{s}{3} \cdot \frac{l_i + 2l_a}{l_i + l_a}$		
04/36	Verhältnis der Zuspitzung des Trapezflügels	$\frac{l_i}{l_a} = \frac{2 - \frac{3y_e}{s}}{\frac{3y_e}{s} - 1}$		
04/37	Anstellwinkel des Höhenleitwerks	$\alpha_H = \alpha_0 + \alpha_e + \varepsilon + \alpha \cdot \left(1 - \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right)$	[Bogenmaß]	unter Berücksicht. von Flügelabwind, Nullanströmricht. u. Einstellwinkel-differenz
04/38	Abwindwinkel	$\left(1 - \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right) = \alpha_w$	[Bogenmaß]	
04/39	Beiwert des Rumpfmoments	$\Delta c_{mR} = \frac{\chi \cdot b_R^2 \cdot l_R}{S \cdot l_{\mu} \cdot c'_{ATF}} \cdot c_A$		
04/40	Momentenbeiwert für Neutralpunkt	$c_{mN} = c_{mAC} - V_H \cdot c_{AHO} + \alpha \cdot \left(K \cdot \frac{x_N}{l_{\mu}} - K_H \cdot V_H\right)$		
04/41	Neutralpunktlage (allgemein)	$x_N = \frac{K_H}{K} \cdot V_H \cdot l_{\mu}$	[m]	bezogen auf l/4 (aerodyn. Zentrum)
04/42	Neutralpunktlage (1. Erweiterung)	$x_N = \frac{r_{0.25}}{1 + \frac{K}{K_H} \cdot \frac{q}{q_H} \cdot \frac{S}{S_H}}$	[m]	bezogen auf l/4 (aerodyn. Zentrum)
04/43	Neutralpunktlage (2. Erweiterung)	$x_N = \frac{r_{0.25}}{1 + \frac{c'_A}{c'_{AH} \cdot \left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right)} \cdot \frac{q}{q_H} \cdot \frac{S}{S_H}}$	[m]	bezogen auf l/4 (aerodyn. Zentrum)

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
04/44	Stabilitätsmaß	$x_{\sigma} = \frac{x_N - x_S}{I_{\mu}} \cdot 100$	[%]	
04/45	Leistung	$P = \frac{F \cdot s}{t}$	[W]	
04/46	Steiggeschw.	$w_{st} = w_h - w_s = \frac{\eta_L \cdot P_{Mot}}{G} - 4 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot c_W^2}{S \cdot c_A^3}}$ bzw.: $w_h - w_s = \frac{\eta_L \cdot P_{Mot}}{G} - \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot c_W^2}{\rho \cdot S \cdot c_A^3}}$	[m/s]	vereinfacht f. NN und für beliebige Luftdichte ρ .
04/47	Hubleistung	$P_h = w_h \cdot G = \eta_L \cdot P_{Mot}$	[W]	
04/48	Schwebeleist.	$P_s = w_s \cdot G = G \cdot 4 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot c_W^2}{S \cdot c_A^3}}$	[W]	
04/49	Leistungsreserve	$P_r = P_h - P_s$	[W]	
04/50	Steiggeschw.	$w_{st} = \frac{P_h - P_s}{G}$	[m/s]	
04/51	Steiggeschw.	$w_{st} = \frac{Z_{TL} - G_{FL} \cdot \frac{c_W}{c_A} \cdot v}{G_{FL}}$ bzw.: $w_{st} = \frac{Z_{TL} - G_{FL} \cdot \frac{1}{E} \cdot v}{G_{FL}}$	[m/s]	Berechnung über Schub
04/52	spezifischer Treibstoffverbrauch	$b_B = \frac{G_B}{P \cdot t}$	$\left[\frac{N}{KWh} \right]$	
04/53	Reichweite	$R = \frac{\eta_L \cdot 3600 \cdot E}{b_B} \cdot \ln \frac{G_0}{G_E}$		
04/54	spezifische Reichweite	$\frac{dR}{dG} = \frac{\eta_L \cdot 3600}{b_B \cdot \varepsilon} \cdot \frac{1}{G}$ bzw.: $\frac{dR}{dG} = \frac{\eta_L \cdot 3600 \cdot E}{b_B} \cdot \frac{1}{G}$		

Nummer		Gleichung	Dimension	Anmerkung
04/55	Reichweite	$R = \frac{dR}{dG} \cdot G_B = \frac{\eta_L \cdot 3600 \cdot E}{b_B} \cdot \frac{G_B}{G}$		berechnet aus spezifischer Reichweite
04/56	Flugdauer	$T = \frac{G_B \cdot E \cdot \eta_L}{G \cdot v \cdot b_B}$	[s]	
04/57	spezifische Reichweite	$\frac{dR}{dG} = \frac{3,6 \cdot E \cdot v}{b_B \cdot G}$		für Jetantrieb
04/58	Teilweg Anrollstrecke	$ds_1 = \frac{dq}{\varphi \cdot \rho \cdot g}$	[m]	
04/59	Anrollstrecke	$s_1 = \frac{1}{\varphi \cdot \rho \cdot g} \cdot q_{lo}$	[m]	
04/60	Anrollzeit	$t_1 = \frac{v_{LO}}{\varphi \cdot g} \quad [s]$	[s]	
04/61	Länge Übergangbogen Start	$s_{2*} = 1,414 \cdot \frac{q_{LO}}{g \cdot \rho} \cdot \left(1 + \frac{\varphi_{LO}}{2}\right)$	[m]	
04/62	Zeit für Übergangbogen	$t_{2*} = 0,71 \cdot \frac{v_{LO}}{g}$	[s]	
04/63	Länge des Steigflugs bis Hindernishöhe	$s_{3*} = \frac{h}{\varphi_{LO}}$	[m]	
04/64	Dauer des Steigflugs bis Hindernishöhe	$t_{3*} = 0,354 \cdot \rho \cdot \frac{v_{LO}}{q_{LO}} \cdot h \cdot \frac{1,414 - \varphi_{LO}}{\varphi_{LO}}$	[s]	
04/65	Anrollstrecke	$s_1 = \frac{G \cdot v_{LO}^2}{2 \cdot g \cdot [Z - W - \mu(G - A)]_{q_{05}}}$	[m]	Rechnung über Schub f. Jetantr.
04/66	Länge Übergangbogen Start	$s_2 = \frac{\frac{G}{2 \cdot g} (v_h^2 - v_{LO}^2) + G \cdot h}{(Z - W)_m}$	[m]	Rechnung über Schub f. Jetantr.
04/67	Länge des Endanflugs bei Landung	$s_3 = \frac{\frac{G}{2 \cdot g} (v_h^2 - v_{TD}^2) - G \cdot h}{(Z - W)_m}$	[m]	
	Länge der Ausrollstrecke bei Landung	$s_4 = \frac{-G \cdot v_{TD}^2}{2 \cdot g \cdot [Z - W - \mu(G - A)]_{q_{05}}}$	[m]	