

# Berechnungsschema zur Flugzeug-Dimensionierung (preliminary sizing) für Strahlverkehrsflugzeug und Business Jets Zulassungsbasis: JAR-25 bzw. FAR Part 25

**Hinweis:** Wird das Berechnungsschema einmal durchlaufen, so handelt es sich um eine Punktauslegung für eine Reichweite  $R$  und eine **dazu passende** Nutzlast  $m_{PL}$ . Soll ein gesamtes Nutzlast-Reichweitendiagramm erfüllt werden, so muß gegebenenfalls ermittelt werden, welcher Punkt des Nutzlast-Reichweitendiagramms das Flugzeug hinsichtlich der Abflugmasse und des erforderlichen Kraftstoffvolumens dimensioniert.

## Flächenbelastung aus der Forderung zur Landestrecke

<i>Forderung:</i>	Sicherheitslandestrecke:	$S_{LFL}$	=
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis bei der Landung:	$\sigma$	=
<i>Statistik:</i>	Faktor, Landestrecke:	$k_L$	=
	Tipp: $k_L = 0,107 \text{ kg/m}^3$		
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Landung:	$C_{L,max,L}$	=
<i>Gewählt:</i>	max. Landemasse / max. Startmasse:	$m_{ML} / m_{MTO}$	=
	Tipp: Den Parameter in Anlehnung an vergleichbare Flugzeuge wählen.		
	Kurzstrecke: $m_{ML} / m_{MTO} \approx 1$		
	Langstrecke: $m_{ML} / m_{MTO} \approx 0,75$		
	Anmerkung: Dieser Parameter wird am Ende der Dimensionierung noch überprüft!		

Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke:

$$m_{MTO} / S_W \leq \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL}}{m_{ML} / m_{MTO}} =$$

## Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zur Startstrecke

<i>Forderung:</i>	Sicherheitsstartstrecke:	$S_{TOFL}$	=
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis beim Start:	$\sigma$	=
<i>Statistik:</i>	Faktor, Startstrecke:	$k_{TO}$	=
	Tipp: $k_{TO} = 2,34 \text{ m}^3/\text{kg}$		
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Start:	$C_{L,max,TO}$	=
	Tipp: $C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot C_{L,max,L}$		

Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} \geq \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} =$$

Zum Zeichnen der Geraden zur Startstrecke in das Entwurfsdiagramm:

Für  $m_{MTO} / S_W = 600 \text{ kg/m}^2$  :  $T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g) =$

### Abschätzen der Gleitzahl im 2. Segment und beim Durchstarten (LOFTIN)

Daten zur Berechnung:

Gewählt: Streckung:  $A =$

$e = 0.7$  (wegen ausgefahrener Klappen und Vorflügel)

$C_{D,0} = 0.02$

$\Delta C_{D,flap}$  für  $C_L = 1,3$  : Klappen  $15^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,01$

für  $C_L = 1,5$  : Klappen  $25^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,02$

für  $C_L = 1,7$  : Klappen  $35^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,03$

(Für andere Werte  $C_L$  entsprechend inter- und extrapolieren!)

$$C_L = C_{L,max} \left( \frac{V_s}{V} \right)^2$$

$\Delta C_{D,slat}$  vernachlässigt

$\Delta C_{D,gear} = 0,015$  sofern das Fahrwerk ausgefahren ist.

### Gleitzahl im 2. Segment

$$C_L = \frac{C_{L,max,TO}}{1,44} =$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} =$$

mit  $\Delta C_{D,gear} = 0$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} =$$

### Gleitzahl beim Durchstarten

$$C_L = \frac{C_{L,max,L}}{1,69} =$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} =$$

JAR-25:  $\Delta C_{D,gear} = 0$  (Fahrwerk eingefahren)

FAR Part 25:  $\Delta C_{D,gear} = 0,015$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} =$$

### Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment

Forderung zum Steiggradienten  $\sin \gamma$  nach JAR-25 bzw. FAR Part 25

$n_E$	$\sin \gamma$
2	0,024
3	0,027
4	0,030

*Gewählt:* Anzahl der Triebwerke (mindestens 2):  $n_E =$

*Abgeschätzt:* Gleitzahl im 2. Segment (siehe oben):  $E =$

Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left( \frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{E} + \sin \gamma \right) =$$

### Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten

Forderung zum Steiggradienten  $\sin \gamma$  nach JAR-25 bzw. FAR Part 25:

$n_E$	$\sin \gamma$
2	0,021
3	0,024
4	0,027

*Abgeschätzt:* Gleitzahl beim Durchstarten (siehe oben):  $E =$

Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left( \frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} =$$

### Gleitzahl im Reiseflug

Abgeschätzt:  $E_{max} = k_E \sqrt{\frac{A}{S_{wet} / S_W}} =$

1.)  $k_E$  berechnet:

$$k_E = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e}{c_f}} =$$

Tipp:  $e = 0,85$        $\overline{c_f} = 0,003$

damit ist  $k_E = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e}{c_f}} = 14,9$

2.)  $k_E$  nach Daten von RAYMER:  $k_E = 15,8$

Tipp:  $S_{wet} / S_W = 6,0 \dots 6,2$

Auftriebsbeiwert im Reiseflug bei Flug mit geringstem Widerstand d.h. mit  $E_{max}$ :

$$C_{L,md} = \frac{\pi A e}{2 E_{max}} =$$

Gewählt: Reisefluggeschw./ Geschw. geringsten Widerstands:  $V / V_{md} =$

Tipp:  $V / V_{md} = 1,0 \dots 1,316$

Tatsächlicher Auftriebsbeiwert / Auftriebsbeiwert bei Flug mit geringstem Widerstand:

$$C_L / C_{L,md} = 1 / (V / V_{md})^2 =$$

$$C_L = \frac{C_{L,md}}{(V / V_{md})^2} =$$

Tatsächliche Gleitzahl im Reiseflug:

$$E = \frac{2 E_{max}}{\left( \frac{C_L}{C_{L,md}} \right) + \left( \frac{C_L}{C_{L,md}} \right)} =$$

## Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Reiseflug und zur Steigzeit

Berechnung der Parameter ( $h_{CR}$  in km )

$h_{CR}$	Reiseflug				Steigzeit		
	$p(h_{CR})$	$m_{MTO}/S_W$	$T_{CR}/T_{TO}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$	$V_{CLB,0}$	$V_{v,0}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$
in km	in Pa	in kg/m <sup>2</sup>	–	–	in m/s	in m/s	–
6	47217						
7	41105						
8	35651						
9	30800						
10	26500						
11	22700						
12	19399						
13	16579						
14	14170						
15	12112						
16	10353						

oder

Berechnung von Parametern ( $h_{CR}$  in ft )

$h_{CR}$		Reiseflug				Steigzeit		
		$p(h_{CR})$	$m_{MTO}/S_W$	$T_{CR}/T_{TO}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$	$V_{CLB,0}$	$V_{v,0}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$
in ft	in m	in Pa	in kg/m <sup>2</sup>	–	–	in m/s	in m/s	–
20000	6096	46563						
25000	7620	37601						
30000	9144	30090						
35000	10668	23842						
40000	12192	18754						
45000	13716	14747						
50000	15240	11597						
55000	16764	9120						

Berechnen der Parameter der Tabelle zum Reiseflug

Forderung: Reiseflugmachzahl:  $M =$   
 Gewählt: Nebenstromverhältnis (BPR):  $\mu =$

- Flächenbelastung aus Forderungen im Reiseflug:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{\gamma}{2} \cdot p(h) \quad \gamma = 1,4 \quad g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

- Schub im Reiseflug / Startschub:  $T_{CR} / T_{TO}$  :

Ablesen aus Skript (Anhang). Abhängig von Reiseflughöhe  $h_{CR}$  und Nebenstromverhältnis ( $BPR$ )  $\mu$  kann für übliche Reiseflugmachzahlen von Strahlverkehrsflugzeugen ( $M_{CR} \approx 0,8$ ) basierend auf den dort gegebenen Daten auch berechnet werden:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = (0,0013 \mu - 0,0397) \frac{1}{\text{km}} h_{CR} - 0,0248 \mu + 0,7125$$

bzw. mit einer Reiseflughöhe in ft:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = (3,962 \cdot 10^{-7} \mu - 1,210 \cdot 10^{-5}) \frac{1}{\text{ft}} h_{CR} - 0,0248 \mu + 0,7125$$

- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderungen zum Reiseflug:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_{TO}) \cdot E}$$

### Berechnen der Parameter der Tabelle zur Steigzeit

<i>Forderung:</i>	Steigzeit	$t_{CLB}$	=		min.
		$t_{CLB}$	=		s
	von Höhe	$h_0$	=	0	m = 0 ft
	auf Höhe	$h$	=		ft
		$h$	=		m (0,3048 ft/m)

*Forderung:* Dichteverhältnis beim Steigflug:  $\sigma$  =

- Es werden die gleichen Bedingungen angenommen, wie für den Reiseflug: Flug mit einem gewählten Auftriebsbeiwert  $C_L$  und einer entsprechenden Gleitzahl  $E$ . Abhängig von der Flächenbelastung ist die Geschwindigkeit zu Beginn des Steigfluges dann:

$$V_{CLB,0} = \sqrt{\frac{2 g}{\rho_0 \sigma C_L} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_W}}$$

- Die erforderliche Anfangssteiggeschwindigkeit  $V_{v,0}$  ist abhängig von der geforderten Steigzeit  $t_{CLB}$  von einer Höhe  $h_0 = 0$  auf eine Höhe  $h$ . Dabei wird die absolute Gipfelhöhe  $h_{abs} = h_{CR}$  gemäß Tabelle vorgegeben

$$V_{v,0} = -\frac{h_{abs}}{t_{CLB}} \ln\left(1 - \frac{h}{h_{abs}}\right) \quad \text{gültig für } h < h_{abs} !$$

- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderungen zur Steigzeit ist dann:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{V_{v,0}}{V_{CLB,0}} + \frac{1}{E}$$

### Zeichnen und Auswerten des Entwurfsdiagramms

Ablesen:      Entwurfspunkt:       $\frac{m_{MTO}}{S_W} =$

$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} =$

Die Reiseflughöhe  $h_{CR}$  wird interpoliert aus der Tabelle oder errechnet aus:

$$T_{CR}/T_{TO} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot E} =$$

$$h_{CR} = \frac{T_{CR}/T_{TO} + 0,0248 \mu - 0,7125}{0,0013 \mu - 0,0397} \text{ km} =$$

oder

$$h_{CR} = \frac{T_{CR}/T_{TO} + 0,0248 \mu - 0,7125}{3,962 \cdot 10^{-7} \mu - 1,210 \cdot 10^{-5}} \text{ ft} =$$

Temperatur in Reiseflughöhe  $T$ :

Falls  $h_{CR} \geq 11 \text{ km} = 36089 \text{ ft}$ :  $T = 216.65 \text{ K}$

Falls  $h_{CR} < 11 \text{ km} = 36089 \text{ ft}$ :  $T = T_0 + \frac{dT}{dh} \cdot h_{CR}$        $T_0 = 288.15 \text{ K}$        $\frac{dT}{dh} = -6.5 \frac{\text{K}}{\text{km}}$

$T =$        $=$

Schallgeschwindigkeit in Reiseflughöhe  $a$  :

$$a = a_0 \sqrt{T/T_0} = \qquad a_0 = 340.294\text{m/s}$$

Reisefluggeschwindigkeit  $V$  :

$$V = M \cdot a =$$

**Kraftstoffanteil**  $m_F / m_{MTO}$

*Forderung:* Reichweite:  $R =$   
*Forderung:* Entfernung zum Ausweichflugplatz:  $R_a = 200 \text{ NM} = 370400 \text{ m}$   
*Forderung:* "domestic reserves" (Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge) oder  
 "international reserves" (Langstreckenflugzeuge)

Erforderliche zusätzliche Flugstrecke zur Berechnung der Kraftstoffreserven  $R_{res}$  :

*domestic reserves* FAR Part 121:  $R_{res} = R_a =$   
*international reserves* FAR Part 121:  $R_{res} = 0,10 R + R_a =$   
oder *international reserves* nach üblicher Auslegung:  $R_{res} = 0,05 R + R_a =$

Reichweitenfaktor  $B_s$  :

$$B_s = \frac{E \cdot V}{c \cdot g} = \qquad \text{Tipp: } c = SFC_T = 16 \cdot 10^{-6} \text{ kg/(Ns)}$$

Treibstoffmassenanteil des Missionssegmentes (*mission segment mass fraction*) der Auslegungsreichweite  $R$  :

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_s}} =$$

Treibstoffmassenanteil des Missionssegmentes (*mission segment mass fraction*) für die erforderliche zusätzliche Reserveflugstrecke  $R_{res}$  (die Kraftstoffreserven werden vereinfachend mit den Parametern  $E, V, c$  des Reisefluges berechnet):

$$M_{ff,RES} = e^{-\frac{R_{res}}{B_s}} =$$

Erforderliche Flugzeit im Warteflug (loiter)  $t$  nach FAR Part 121:

domestic reserves:  $t = 2700 \text{ s}$   
 international reserves:  $t = 1800 \text{ s}$



Zeitfaktor  $B_t$  :

$$B_t = \frac{B_s}{V} =$$

Treibstoffmassenanteil des Missionssegmentes (*mission segment mass fraction*) für erforderliche Flugzeit im Warteflug  $M_{ff,LOI}$  :

$$M_{ff,LOI} = e^{-\frac{t}{B_t}} =$$

Treibstoffmassenanteile der Missionssegmente (*mission segment mass fractions*)

Flugphase	Index	$M_{ff,flightphase}$	
		Strahlverkehrsflugzeug	Business Jet
take-off	TO	0,995	0,995
climb	CLB	0,980	0,980
descent	DES	0,990	0,990
landing	L	0,992	0,992

Treibstoffmassenanteil (*mass fuel fraction*)  $M_{ff}$  für die Mission zur Flugzeugauslegung:

1.) Standardflug: Start, Steigflug, Auslegungsreichweite  $R$ , Sinkflug, Landung

$$M_{ff,std} = M_{ff,TO} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,CR} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,L} =$$

2.) Flug zum Ausweichflugplatz: Steigflug, Reserveflugstrecke  $R_{res}$ , Warteflug, Sinkflug:

$$M_{ff,res} = M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,RES} \cdot M_{ff,LOI} \cdot M_{ff,DES} =$$

3.) Gesamtflug aus 1.) und 2.)

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} =$$

Kraftstoffanteil

$$m_F / m_{MTO} = 1 - M_{ff} =$$

**Betriebsleermassenanteil**  $m_{OE} / m_{MTO}$

Statistik (z.B.): 
$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0.23 + 1.04 \cdot \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} =$$

## Nutzlast $m_{PL}$

Forderung: Anzahl der Passagiere (bzw. Sitze):  $n_{seat} =$

Forderung: Masse der Fracht:  $m_{cargo} =$

$$m_{PL} = m_{PAX,ges} \cdot n_{seat} + m_{cargo} =$$

### Entwurfsannahmen über Massen von Passagieren und Gepäck für die Flugzeugauslegung

	Kurz- und Mittelstrecke	Langstrecke
durchschnittliche Masse eines Passagiers, $m_{PAX}$	79.4 kg	79.4 kg
durchschnittliche Masse des Gepäcks eines Passagiers, $m_{PAX,baggage}$	13.6 kg	18.1 kg
Summe, $m_{PAX,ges}$	93.0 kg	97.5 kg

## Berechnung der Entwurfsparameter

Maximale Abflugmasse  $m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} =$

Maximale Landemasse  $m_{ML} = m_{MTO} \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} =$

Betriebsleermasse  $m_{OE} = m_{MTO} \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} =$

Flügelfläche  $S_W = m_{MTO} \left( \frac{m_{MTO}}{S_W} \right) =$

Schub (alle Triebwerke zusammen)  $T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left( \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) =$

Schub (ein Triebwerk)  $\frac{T_{TO}}{n_E} =$

Schub (ein Triebwerk in lb)  $\frac{T_{TO}}{n_E} =$

(0,2248 lb/N)

Erforderliche Kraftstoffmasse  $m_{F, erf}$

Treibstoffmassenanteile der Missionssegmente  
(mission segment mass fractions)

Flugphase	Index	$M_{ff, flightphase}$	
		Strahlverkehrs -flugzeug	Business Jet
engine start	ES	0,990	0,990
taxi	T	0,990	<b>0,995</b>

$$m_{F, erf} = m_{MTO} (1 - M_{ff, ES} \cdot M_{ff, T} \cdot M_{ff}) =$$

Erforderliches Tankvolumen:

$$V_{F, erf} = m_{F, erf} / \rho =$$

Hinweis:  $\rho = 800 \text{ kg/m}^3$

### Überprüfung der maximalen Landemasse $m_{ML}$

Die maximale Landemasse muß mindestens eine Landung des voll beladenen Flugzeugs ( $m_{PL} = m_{MPL}$ ) plus Reservekraftstoff erlauben!

Die maximale Leertankmasse (maximum zero fuel):

$$m_{MZF} = m_{OE} + m_{MPL} =$$

Die Masse des Reservekraftstoffes ist

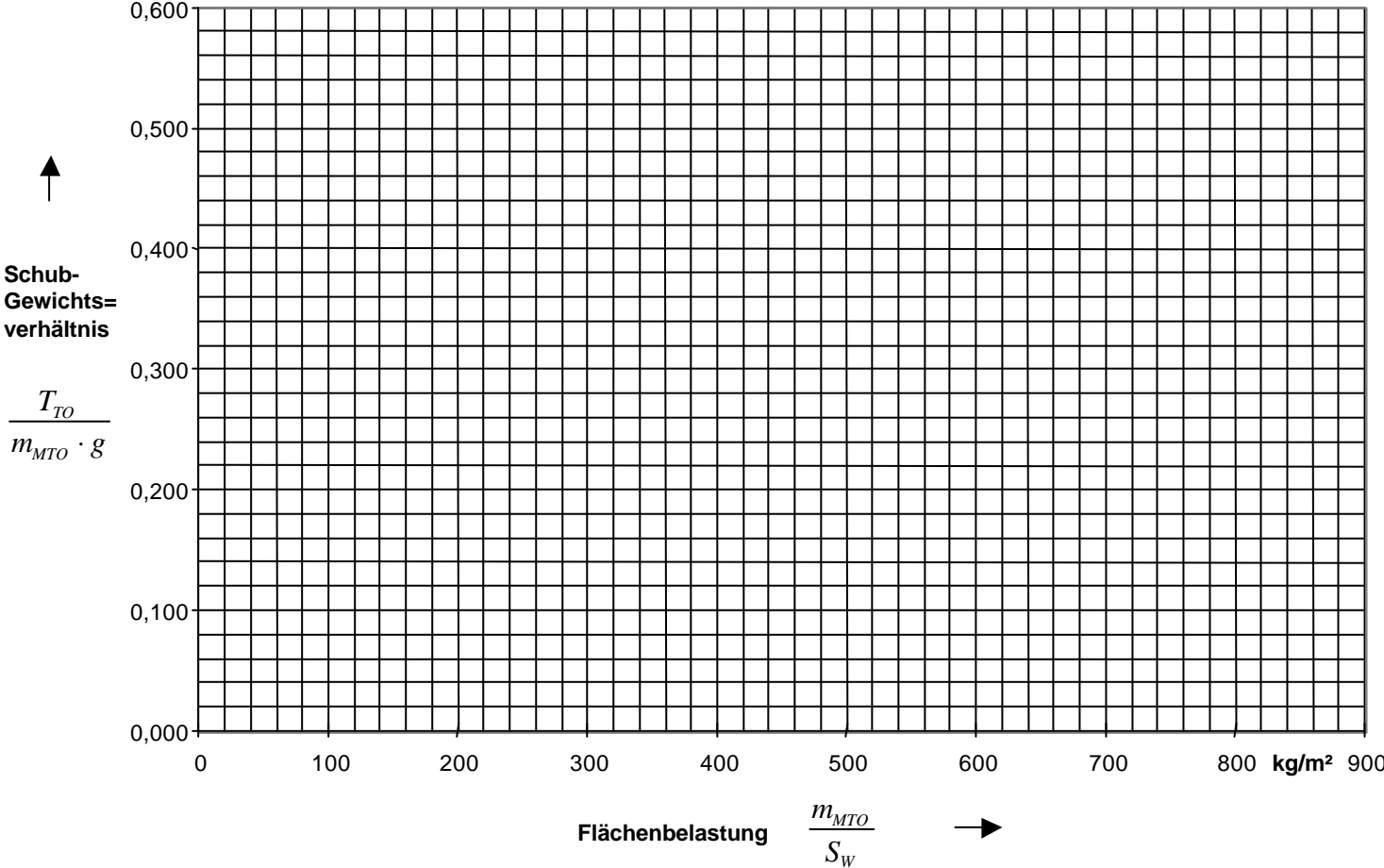
$$m_{F, res} = m_{MTO} (1 - M_{ff, res}) =$$

$$m_{ML} \geq m_{MZF} + m_{F, res}$$

$\geq$  o.k.? ja nein

Falls die Bedingung nicht erfüllt wurde:  $m_{ML} / m_{MTO}$  größer wählen und zurück zu Seite 1!

Entwurfsdiagramm



2. Segment  
Durchstarten  
Start  
Reiseflug  
Landung