



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Projekt 2

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Dimensionierung von Propellerflugzeugen

Christian Matalla 1708502

3. Mai 2006



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Verfasser: Christian Matalla
Abgabedatum: 02.06.2006

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Inhalt

Abbildungsverzeichnis	6
1 Einleitung	9
2 Aufgabenstellung	9
3 Dimensionierung von Propellerflugzeugen nach CS 25	10
3.1 Dimensionierende Forderungen	10
3.2 Die Auslegungsmethode.....	10
3.2.1 Parameter für die Forderung der Landestrecke.....	10
3.2.2 Parameter für die Forderung der Startstrecke	11
3.2.3 Parameter für die Forderung aus dem Steigflug.....	13
3.2.4 Parameter für die Forderung beim Durchstarten	14
3.2.5 Parameter für die Forderung aus dem Reiseflug.....	15
3.2.6 Entwurfsdiagramm.....	16
3.2.7 Reiseflughöhe.....	17
3.2.8 Kraftstoffmassenanteil	18
3.2.9 Betriebsleermassenanteil	20
3.2.10 Nutzlast.....	20
3.2.11 Die Entwurfparameter	21
3.3 Beispielrechnung	22
3.3.1 Das Beispielflugzeug	22
3.3.2 Dimensionierung nach der Landestrecke	22
3.3.3 Dimensionierung nach der Startstrecke.....	23
3.3.4 Dimensionierung nach dem Steigflug	24
3.3.5 Dimensionierung nach dem Durchstarten.....	24
3.3.6 Dimensionierung nach der Reisefluggeschwindigkeit.....	25
3.3.7 Entwurfsdiagramm.....	28
3.3.8 Kraftstoffmassenanteil	28
3.3.9 Betriebsleermassenanteil	29
3.3.10 Nutzlast.....	29
3.3.11 Entwurfparameter	30
3.4 Vergleich und Bewertung.....	31
4 Dimensionierung von Propellerflugzeugen nach CS 23	32
4.1 Dimensionierende Forderungen	32
4.1.1 Überziehgeschwindigkeit.....	32
4.1.2 Steigflug mit allen Triebwerken.....	32
4.1.3 Steigflug mit einem ausgefallenem Triebwerk	33
4.1.4 Durchstarten	33
4.2 Die Auslegungsmethode.....	34
4.2.1 Parameter für die Forderung der Mindestgeschwindigkeit.....	34
4.2.2 Parameter für die Forderung der Landestrecke.....	35
4.2.3 Parameter für die Forderung der Startstrecke	35

4.2.4	Parameter für die Forderung aus dem 2. Segment	36
4.2.5	Parameter für die Forderung beim Durchstarten	37
4.2.6	Parameter für die Forderung aus dem Reiseflug	37
4.2.7	Reiseflughöhe.....	39
4.2.8	Kraftstoffmassenanteil	39
4.2.9	Betriebsleermassenanteil	40
4.2.10	Nutzlast.....	41
4.2.11	Die Entwurfparameter	41
4.3	Beispielrechnung	42
4.3.1	Das Beispielflugzeug	42
4.3.2	Dimensionierung nach der Mindestgeschwindigkeit	43
4.3.3	Dimensionierung nach der Landstrecke	43
4.3.4	Dimensionierung nach der Startstrecke.....	44
4.3.5	Dimensionierung nach dem Steigflug	44
4.3.6	Dimensionierung nach dem Durchstarten.....	45
4.3.7	Dimensionierung nach der Reisefluggeschwindigkeit.....	46
4.3.8	Entwurfsdiagramm.....	48
4.3.9	Ermittlung der Reiseflughöhe	48
4.3.10	Kraftstoffmassenanteil	49
4.3.11	Betriebsleermassenanteil	50
4.3.12	Nutzlast.....	50
4.3.13	Entwurfparameter	50
4.4	Vergleich und Bewertung.....	51
5	Dimensionierung von Propellerflugzeugen nach CS VLA	52
5.1	Dimensionierende Forderungen	52
5.1.1	Dimensionierung nach der Mindestgeschwindigkeit	52
5.1.2	Startstrecke	52
5.1.3	Steigflug.....	52
5.1.4	Durchstarten	53
5.2	Die Auslegungsmethode.....	53
5.2.1	Parameter für die Forderung der Mindestgeschwindigkeit.....	53
5.2.2	Parameter für die Forderung der Startstrecke	53
5.2.3	Parameter für die Forderung des Steigflugs	54
5.2.4	Parameter für die Forderung beim Durchstarten	55
5.2.5	Parameter für die Forderung aus dem Reiseflug	56
5.2.6	Reiseflughöhe.....	57
5.2.7	Kraftstoffmassenanteil	58
5.2.8	Leermassenanteil	59
5.2.9	Nutzlast.....	59
5.2.10	Die Entwurfparameter	59
5.3	Beispielrechnung	60
5.3.1	Das Beispielflugzeug	60
5.3.2	Dimensionierung nach der Mindestgeschwindigkeit	61
5.3.3	Dimensionierung nach der Startstrecke.....	61
5.3.4	Dimensionierung nach dem Steigflug	62
5.3.5	Dimensionierung nach dem Durchstarten.....	62
5.3.6	Dimensionierung nach der Reisefluggeschwindigkeit.....	63
5.3.7	Entwurfsdiagramm.....	65
5.3.8	Ermittlung der Reiseflughöhe	66

5.3.9 Kraftstoffmassenanteil	66
5.3.10 Betriebsleermassenanteil	67
5.3.11 Nutzlast.....	67
5.3.12 Entwurfparameter	68
5.4 Vergleich und Bewertung.....	69
6 Zusammenfassung	69
Literaturverzeichnis	70

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Landefaktor k_{APP}	12
Tabelle 2 Landeklappenstellungen	14
Tabelle 3 SFC Turboprop	19
Tabelle 4 Kraftstoffmassenanteile Flug Regional Turboprop.....	19
Tabelle 5 Passagiermassen	20
Tabelle 6 Kraftstoffmassenanteile Boden Regional Turboprop	21
Tabelle 7 Daten DHC 8 Q 300.....	22
Tabelle 8 Reiseflug.....	27
Tabelle 9 Vergleich DHC Q300 und Rechnung	31
Tabelle 10 SFC Kolben und Turboprop	39
Tabelle 11 Kraftstoffanteile.....	40
Tabelle 12 Daten TBM 700 C1	42
Tabelle 13 Reiseflug TBM 700	47
Tabelle 14 SFC Kolben	58
Tabelle 15 Kraftstoffanteile Homebuild.....	58
Tabelle 16 Reiseflug DV-20.....	64

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Entwurfsdiagramm DHC 8	28
Abbildung 2 Entwurfsdiagramm TBM 700	48
Abbildung 3 Entwurfsdiagramm DV-20	65

Formelzeichen

A.....	Streckung
B.....	Spannweite
C_D	Widerstandsbeiwert
C_f	äquivalenter Oberflächenwiderstandsbeiwert
C_L	Auftriebsbeiwert
$C_{L,L}$	Auftriebsbeiwert beim Start
$C_{L,max,L}$	maximaler Auftriebsbeiwert beim Start
$C_{L,max,TO}$	maximaler Auftriebsbeiwert bei der Landung
$C_{L,md}$	Auftriebsbeiwert des geringsten Widerstandes
$C_{L,TO}$	Auftriebsbeiwert bei der Landung
$C_{D,P}$	Druckwiderstandsbeiwert
$C_{D,0}$	Nullwiderstandsbeiwert
C_h	Faktor für die Leistungsabnahme
E.....	Gleitzahl
e.....	Oswaldfaktor
g.....	Erdanziehung
h.....	Höhe
k_{APP}	Anflugfaktor
k_E	Gleitzahlfaktor
k_L	Landefaktor
k_{TO}	Startfaktor
M.....	Machzahl
M_{CR}	Reiseflugmachzahl
m_{ML}	maximale Landemasse
m_{MTO}	maximale Startmasse
m_{OE}	Betriebsleermasse
M_{ff}	Treibstoffmassenanteil
$M_{ff,CLB}$	Treibstoffmassenanteil Steigflug
$M_{ff,DES}$	Treibstoffmassenanteil Anflug
$M_{ff,engine}$	Treibstoffmassenanteil Anlassen
$M_{ff,L}$	Treibstoffmassenanteil Landung
$M_{ff,res}$	Treibstoffmassenanteil Reserve
$M_{ff,Std}$	Treibstoffmassenanteil Standardmission
$M_{ff,taxi}$	Treibstoffmassenanteil Rollen
$M_{ff,TO}$	Treibstoffmassenanteil Starten
m_E	Leermasse
N.....	Newton
n_E	Anzahl der Triebwerke
P_S	Wellenleistung
$P_{S,CR}$	Wellenleistung im Reiseflug
$P_{S,TO}$	Wellenleistung beim Start
p.....	Druck
R.....	Reichweite
ROC.....	Steigrate
$SFC_{P,CR}$	spezifischer Kraftstoffverbrauch Reiseflug

$SFC_{P,Loi}$	spezifischer Kraftstoffverbrauch Warteflug
S_{LFL}	Landestrecke
S_{TOFL}	Startstrecke
S_W	Flügelfläche
S_{Wet}	umspülte Fläche
T	Schub
T_{CR}	Reiseflugschub
t_{CR}	Reiseflugdauer
t_{Loi}	Warteflugzeit
T_{TO}	Startschub
V	Geschwindigkeit
V_{APP}	Anfluggeschwindigkeit
V_{CR}	Reisefluggeschwindigkeit
$V_{S,0}$	Mindestgeschwindigkeit Landung
$V_{S,1}$	Mindestgeschwindigkeit Start
V_2	Startgeschwindigkeit
$\Delta C_{D,flap}$	Widerstandsbeiwert Änderung durch Klappen
$\Delta C_{D,gear}$	Widerstandsbeiwert Änderung durchs Fahrwerk
$\Delta C_{D,slst}$	Widerstandsbeiwert Änderung durch Vorflügel
γ	Winkel
η_p	Propellerwirkungsgrad
$\eta_{p,CL}$	Propellerwirkungsgrad im Steigflug
$\eta_{p,CR}$	Propellerwirkungsgrad im Reiseflug
$\eta_{p,LD}$	Propellerwirkungsgrad bei der Landung
$\eta_{p,TO}$	Propellerwirkungsgrad beim Start
κ	Isentropenexponent
π	Kreiszahl
ρ	Dichte
σ	Dichteverhältnis

1 Einleitung

Ausgehend von den Anforderungen an ein Flugzeug sollen in der Dimensionierung (preliminary sizing) die ersten Parameter gefunden werden, die das Flugzeug beschreiben. Das sind insbesondere: maximale Abflugmasse, Betriebsleermasse, Kraftstoffmasse für die geforderte Reichweite, Flügelfläche und Leistung der Triebwerke. In dieser Arbeit soll eine Auslegungsmethode für Strahlflugzeuge auf Propellerflugzeuge adaptiert werden.

2 Aufgabenstellung

Basierend auf Ansätzen in der Literatur wird in der Vorlesung Flugzeugentwurf ein Verfahren zur Dimensionierung von Strahlflugzeugen beschrieben. Dieses Verfahren soll jetzt (unter Beachtung der Zulassungsvorschriften) übertragen werden auf Propellerflugzeuge. Dabei sollen folgende Zulassungsvorschriften beachtet werden:

- CS-25 (FAR Part 25) – Large Aeroplanes
- CS-23 (FAR Part 23) – Normal, Utility, Aerobatic & Commuter Aeroplanes
- CS-VLA – Very Light Aeroplanes

Die sich aus diesen drei Vorschriften ergebenden Methoden sollen allgemein beschrieben werden. An einem Beispiel soll das Arbeiten mit den Methoden jeweils veranschaulicht werden.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

3 Dimensionierung von Propellerflugzeugen nach CS 25

3.1 Dimensionierende Forderungen

Die Dimensionierung basiert auf fünf Forderungen. Das sind Forderungen zur Landstrecke, Forderungen zur Startstrecke, Forderungen an den Reiseflug, Forderungen an den Steigwinkel im 2. Segment und Forderungen an den Steigwinkel beim Durchstarten. Diese Forderungen resultieren zum einem aus den bestehenden Flughäfen, die mit dem zu entwerfenden Flugzeug bedient werden sollen. Des Weiteren resultieren die Forderungen aus der zu erledigenden Aufgabe. Das heißt, aus Anzahl der zu befördernden Passagiere, der zu befördernden Fracht sowie der geforderten Reichweite und Reisefluggeschwindigkeit. Die Forderungen gehen zum Teil auch auf die zugrunde liegenden Zulassungsvorschriften.

Die [CS 25] macht hier in den Forderungen keine bedeutenden Unterscheidungen zwischen Strahl getriebenen Flugzeugen und Propeller getriebenen Flugzeugen. Dadurch muss die Auslegungsmethode im Wesentlichen die physikalischen Unterschiede zwischen Strahl- und Propellerflugzeugen berücksichtigen.

3.2 Die Auslegungsmethode

3.2.1 Parameter für die Forderung der Landstrecke

Gefordert ist eine Sicherheitslandstrecke S_{LFL} . Das Dichteverhältnis bei der Landung σ ist eine Forderung aus den Zulassungsvorschriften. Aus diesen Forderungen soll nun die maximale Flächenbelastung ermittelt werden. Dies geschieht in der zugrunde gelegten Methode mit folgender Formel:

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

Da hier der Schub nicht auftaucht, kann diese Formel direkt übernommen werden. Der Wert k_L ist ein Faktor, der aus Statistiken ermittelt wurde. Bei Strahlverkehrsflugzeugen liegt er etwa bei $k_L = 0,107 \text{ kg/m}^3$.

Da Propellerflugzeuge 70% der zur Verfügung stehenden Landstrecke nutzen dürfen und nicht nur wie Strahlflugzeuge 60%, wurde der Wert für k_L entsprechend fakturiert:

$$k_L = 0,107 \text{ kg/m}^3 \cdot \frac{1/0,6}{1/0,7} = 0,125 \text{ kg/m}^3$$

Der maximale Auftriebsbeiwert bei der Landung, $C_{L,\max,L}$ muss gewählt werden. Er kann mit Hilfe von Vergleichsflugzeugen oder unter Zuhilfenahme der Literatur abgeschätzt werden.

Das maximale Verhältnis von maximaler Landemasse zu maximaler Startmasse, m_{ML}/m_{MTO} muss entsprechend dem Flugzeugkonzept gewählt werden. Der Wert liegt bei den meisten Kurzstreckenflugzeugen bei $m_{ML}/m_{MTO} = 1$ und bei Langstreckenflugzeugen meist bei etwa $m_{ML}/m_{MTO} = 0,75$.

3.2.2 Parameter für die Forderung der Startstrecke

Hier wird eine Sicherheitsstartstrecke, S_{TOFL} gefordert. Das Dichteverhältnis beim Start, σ ist eine Forderung aus den Zulassungsvorschriften. Aus diesen Forderungen kann mit folgender Gleichung das Verhältnis von Schub-Gewichtsverhältnis zur Flächenbelastung errechnet werden.

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

Um diese Methode auf Propellerflugzeuge anzupassen, muss statt dem Verhältnis von Schub-Gewichtsverhältnis zur Flächenbelastung das Verhältnis von Leistungs-Gewichtverhältnis zur Flächenbelastung verwandt werden. Dies wird mit dem Ansatz

$$T = \frac{\eta_P \cdot P_S}{V} \text{ erreicht.}$$

So ergibt sich:

$$a = \frac{P_S/m_{MTO}}{m_{MTO}/S_W} \geq \frac{k_{TO} \cdot V \cdot g}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,\max,TO} \cdot \eta_P}$$

Da während des Startlaufs sich die Geschwindigkeit von null auf $V_2 = 1,2 \cdot V_{S,1}$ ändert, muss eine gemittelte Geschwindigkeit verwendet werden. Die Mittlung erfolgt hier arithmetisch über den Staudruck q .

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot V^2$$

So ergibt sich die mittlere Startgeschwindigkeit zu:

$$V = \bar{V} = \frac{V_2}{\sqrt{2}}$$

Aus der geforderten Landestrecke kann die Anfluggeschwindigkeit wie folgt berechnet werden:

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{S_{LFL}}$$

Dabei ist k_{APP} für Strahlflugzeuge von [Loftin 80] mit $k_{APP} = 1,7\sqrt{m/s^2}$ angegeben.

Statistisch ergibt sich hierfür mit Daten aus [Jane´s 01/02] ein Wert von:

Tabelle 1 Landefaktor k_{APP}

Flugzeug	VS0	Vapp	S _{LFL}	k _{APP}
Shorts 330	73	94,9	1030	1,521
DHC 8 Q100	72	93,6	785	1,718
DHC 8 Q300	77	100,1	1010	1,62
EMB-120	89	115,7	1390	1,596
Let L610	76	98,8	1140	1,505
Saab 340 A	87	113,1	1180	1,694
Mittelwert				1,609

$$k_{APP} = 1,61\sqrt{m/s^2}$$

Aus der Landegeschwindigkeit kann nun über das gewählte Verhältnis von $C_{L,max,L}$ zu $C_{L,max}$ die Überziehggeschwindigkeit V_S abgeschätzt werden. So kann das Verhältnis von Leistungs-Gewichtsverhältnis zur Flächenbelastung auf folgende Weise errechnet werden.

$$a = \frac{P_s/m_{TO}}{m_{MTO}/S_W} \geq \frac{k_{TO} \cdot 1,2 \cdot V_S \cdot g}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO} \cdot \eta_{P,TO} \cdot \sqrt{2}}$$

Der Wert von k_{TO} ist ein Faktor, der aus Statistiken ermittelt wurde. Bei Strahlverkehrsflugzeugen liegt er etwa bei $k_{TO} = 2,34m^3/kg$.

Der maximale Auftriebsbeiwert beim Start, $C_{L,max,TO}$ muss gewählt werden. Er kann mit Hilfe von Vergleichsflugzeugen oder unter Zuhilfenahme der Literatur abgeschätzt werden. Hat man schon einen Auftriebsbeiwert für die Landung gewählt, kann der Auftriebsbeiwert für den Start hieraus wie folgt ermittelt werden:

$$C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot C_{L,max,L}$$

Der Propellerwirkungsgrad $\eta_{P,TO}$ muss gewählt werden. Da er stark von der Fluggeschwindigkeit abhängt, sollte er zur mittleren Startgeschwindigkeit passen. Er kann aus Diagrammen z.B. aus [Markwardt 98] entnommen werden oder anhand von Vergleichsflugzeugen abgeschätzt werden.

3.2.3 Parameter für die Forderung aus dem Steigflug

Die Forderung an den Entwurf im 2. Segment des Steigfluges ist der Steigwinkel. Er wird von der [CS-25.121 b] in Abhängigkeit der Anzahl der Triebwerke vorgegeben. Der Steigwinkel muss mit einem ausgefallenen Triebwerk erreicht werden. Er beträgt für zweimotorige Flugzeuge 2,4%, für dreimotorige Flugzeuge 2,7% und für viermotorige Flugzeuge 3,0%. Das hierzu nötige Schub-Gewichtskraftverhältnis kann wie folgt errechnet werden:

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

In dieser Gleichung substituieren wir den Schub wieder durch den Propellerschub und formen sie nach dem Leistungs-Gewichtsverhältnis um und erhalten:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right)$$

Dabei ist n_E die Anzahl der Triebwerke und $\sin \gamma$ die Steigung des Steigflugs.

Die Steigfluggeschwindigkeit V_2 ist die 1,2 fache Mindestgeschwindigkeit in Startkonfiguration V_{S1} . Der Propellerwirkungsgrad $\eta_{P,CL}$ muss auch hier wie bei den anderen Forderungen entsprechend der Geschwindigkeit abgeschätzt werden.

Die Gleitzahl für den Steigflug kann mit folgender Gleichung abgeschätzt werden:

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

Der Wert des Oswaldfaktors kann wegen ausgefahrenen Klappen und eventuell Vorflügeln mit z. B. $e = 0,7$ gewählt werden.

Der Druckwiderstandsbeiwert setzt sich aus bis zu vier Anteilen zusammen.

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

Der Widerstand bei null Auftrieb kann bei Verkehrsflugzeugen mit $C_{D,0} = 0,02$ angesetzt werden. Für die Landeklappen muss dazu noch eine Erhöhung eingerechnet werden. Diese beträgt etwa:

Tabelle 2 Landeklappenstellungen

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

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

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

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

Der Widerstandsanstieg durch Vorflügel kann vernachlässigt werden. Das Fahrwerk ist hierbei eingefahren und deshalb ebenfalls nicht zu beachten.

3.2.4 Parameter für die Forderung beim Durchstarten

Die Forderungen an den Entwurf beim Durchstarten ist der Steigwinkel. Er wird von der [CS-25.121 d] in Abhängigkeit der Anzahl der Triebwerke vorgegeben. Der Steigwinkel muss mit einem ausgefallenen Triebwerk erreicht werden. Er beträgt für zweimotorige Flugzeuge 2,1%, für dreimotorige Flugzeuge 2,4% und für viermotorige Flugzeuge 2,7%. Das hierzu nötige Schub-Gewichtskraftverhältnis kann wie für die Forderung aus dem 2. Segment errechnet werden. Es wird nur noch ein Term zur Berücksichtigung des Landegewichts zugefügt, für den Fall, dass das maximale Landegewicht kleiner als das maximale Startgewicht ist. Nach Substituierung des Schubs mit dem Propellerschub und Umstellen ergibt sich dann:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) \cdot \left(\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \right)$$

Es kann hier beim Abschätzen der Parameter genau wie bei der Berechnung zum 2. Segment vorgegangen werden. Das Flugzeug befindet sich jedoch hierbei in Landekonfiguration. Das heißt, bei der Abschätzung des Gleitwinkels ist ein der Klappenstellung oder der Anfluggeschwindigkeit angepasstes C_L zu verwenden. Die Geschwindigkeit beträgt hier die 1,3 fache Mindestgeschwindigkeit in Landekonfiguration V_{S0} . Der Propellerwirkungsgrad $\eta_{P,CL}$ muss auch hier wie bei den anderen Forderungen entsprechend der Geschwindigkeit abgeschätzt werden.

3.2.5 Parameter für die Forderung aus dem Reiseflug

Die Forderung für den Reiseflug ist die Reiseflugmachzahl. Die Gleichung hierfür resultiert aus der Aussage, dass im Reiseflug Auftrieb gleich Gewicht ist und somit aus dem Gewicht mit der Gleitzahl der erforderliche Schub errechnet werden kann.

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

Auch hier wird um die Gleichung auf Propellerflugzeuge zu übertragen, der Schub mit

$$T = \frac{\eta_P \cdot P_S}{V} \text{ ausgedrückt.}$$

Im Schubverhältnis Startschub zu Reiseflugschub wird der Schub genauso substituiert. Daraus ergibt sich dann folgende Gleichung für den Reiseflug:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{V_{Cr} \cdot g}{\frac{P_{S,Cr}}{P_{S,TO}} \cdot E \cdot \eta_{p,cr}} \quad \text{oder mit Machzahl} \quad \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{M_{CR} \cdot \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T(h)} \cdot g}{\frac{P_{S,Cr}}{P_{S,TO}} \cdot E \cdot \eta_{p,cr}}$$

Das Leistungsverhältnis Startleistung zu Reiseflugleistung für Propeller-turbinentriebwerke lässt sich nach [University of Limerick 01 4.3-7] ermitteln mit:

$$P_S \propto \sigma^n \text{ mit } n = 0,5$$

Der Propellerwirkungsgrad $\eta_{P,Cr}$ muss gewählt werden. Er hängt stark von der Fluggeschwindigkeit ab. Er sollte hier zur Reisefluggeschwindigkeit passen. Er kann aus Diagrammen z.B. aus [Markwardt 98] entnommen werden oder anhand von Vergleichsflugzeugen abgeschätzt werden.

Für den Reiseflug muss noch die maximale Gleitzahl abgeschätzt werden. Dies kann mit folgender Formel geschehen:

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

Dabei ist das Verhältnis von der Benetztenfläche zur Flügelfläche S_{wet}/S_W bei Verkehrsflugzeugen etwa im Bereich von:

$$S_{wet}/S_W = 6,0 \dots 6,2 \text{ anzusiedeln.}$$

Der Faktor k_E kann berechnet werden oder aus der Literatur entnommen werden, z.B. [RAYMER 89].

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

Dabei können als Anhaltswerte für $e = 0,85$ und $\overline{c_f} = 0,003$ angenommen werden.

Aus verschiedenen Gründen kann es gewünscht sein, mit einer anderen Geschwindigkeit als der der maximalen Gleitzahl zu fliegen. Dieses kann über folgenden Ansatz berücksichtigt werden.

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

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

Wobei das Geschwindigkeitsverhältnis ungefähr bei $V/V_{md} = 1 \dots 1,316$ anzusiedeln ist.

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

Die Auswertung erfolgt tabellarisch über die Flughöhe. So kann zu einer geforderten Reiseflugmachzahl die zur Höhe zugehörige Fluggeschwindigkeit ermittelt werden und das zur Höhe gehörende Leistungsverhältnis Startleistung zu Reiseflugleistung errechnet werden. Dann kann das in einer Flughöhe benötigte Leistungsgewichtsverhältnis ermittelt werden. Dazu muss noch die zugehörige Flächenbelastung ermittelt werden. Das kann auf folgende Weise geschehen:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot V_{CR}^2 \cdot \rho_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g} \quad \text{oder mit Machzahl} \quad \frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot M_{CR}^2 \cdot \kappa \cdot p(h)}{2 \cdot g}$$

Die Temperatur, der Druck und das Dichteverhältnis hierfür entsprechen den Werten der Internationalen Standardatmosphäre (ISA).

3.2.6 Entwurfsdiagramm

Im Entwurfsdiagramm ist das Leistungsgewichtsverhältnis über der Flächenbelastung aufgetragen. Auf diese Weise wird hier ein zweidimensionales Optimierungsproblem gelöst. Die fünf Forderungen stellen sich im

Entwurfsdiagramm als vier Funktionen und eine Relation dar. Von den vier Funktionen sind zwei Funktionen Konstanten. Alle Rechnungen beziehen sich bei der Flächenbelastung und beim Leistungs-Gewichtsverhältnis auf den Start mit m_{MTO} . So sind hier verschiedene Flugphasen vergleichbar.

Bei der Optimierung wird als erstes ein geringes Leistungs-Gewichtsverhältnis angestrebt. In zweiter Linie soll eine möglichst hohe Flächenbelastung realisiert werden. Es darf die durch die Forderung aus der Landestrecke gegebene Flächenbelastung nicht überschritten werden. Ferner darf das höhere Schub-Gewichtsverhältnis aus den beiden Forderungen zum 2. Segment und Durchstarten nicht unterschritten werden. Auch darf der Wert des Leistungs-Gewichtsverhältnis aus Startforderung und Reiseflugforderungen zu einer Flächenbelastung nicht unterschritten werden.

So ergibt sich ein Wertepaar mit den Elementen Flächenbelastung und Leistungsgewicht, welches eine Lösung des Entwurfsproblems bei den gegebenen Randbedingungen darstellt. Außerdem wird der Entwurf ein vergleichsweise geringes Gewicht haben.

3.2.7 Reiseflughöhe

Die maximale Reiseflughöhe wird über die mögliche Steiggeschwindigkeit ROC ermittelt. Wir nehmen an, dass die maximale Flughöhe dort liegt, wo die mögliche Steiggeschwindigkeit zu null wird. Dies ist zwar unrealistisch, da wir auf diese Höhe unendlich lang steigen würden; aber da die Massenabnahme während des Steigfluges vernachlässigt wird, bleibt das Ergebnis recht genau. Basis der Rechnung ist eine vereinfachte Formel für die Steiggeschwindigkeit:

$$ROC = \left(\frac{F}{m \cdot g} - \frac{1}{E} \right) \cdot V$$

Hierin wird der Schub durch den Propellerschub ersetzt:

$$F = \frac{P_S \cdot \eta}{V}$$

$$ROC = \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \cdot \frac{\eta_{P,CR}}{g} - \frac{V_{CR}}{E}$$

Die Leistungsabnahme mit der Höhe wird berücksichtigt mit:

$$P_S \propto \sigma^n \text{ mit } n = 0,5$$

Die Geschwindigkeit wird mit der geforderten Reiseflugmachzahl und der Schallgeschwindigkeit ausgedrückt.

$$V = M \cdot \sqrt{\chi \cdot R \cdot T}$$

So ergibt sich nach Einsetzen und Umstellen:

$$ROC = \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \cdot \frac{\eta_{P,CR}}{g} \cdot \sigma(h)^{0,5} - \frac{M_{CR} \cdot \sqrt{\chi \cdot R \cdot T}}{E}$$

Mit dieser Formel kann mit den Daten der Standardatmosphäre (Temperatur und Dichteverhältnis, Gaskonstante und Isentropenexponent), dem gewählten Leistungsgewichtsverhältnis der Reiseflugmachzahl, dem Propellerwirkungsgrad und der Gleitzahl die Steiggeschwindigkeit zu verschiedenen Flughöhen berechnet werden. Die maximale Flughöhe ist dort anzunehmen, wo die Steiggeschwindigkeit zu null wird.

3.2.8 Kraftstoffmassenanteil

Der Kraftstoffanteil m_F/m_{MTO} ergibt sich aus drei Forderungen: Forderung der Reichweite R , der geforderten Reichweite zum Ausweichflugplatz R_a , Forderung von Reserven R_{res} . Forderungen an die Warteflugzeit sowie aus Zugaben für Start, Steigflug, Sinkflug und Landung. Die Entfernung zum Ausweichflugplatz wird üblicherweise mit $R_a = 200NM = 374400m$ angegeben. Die erforderliche zusätzliche Flugstrecke zur Ermittlung der Kraftstoffreserven beträgt:

domestik reserves FAR Part 121:

$$R_{res} = R_a$$

international reserves FAR Part 121:

$$R_{res} = 0,10 \cdot R + R_a$$

oder international reserves nach üblicher Auslegung:

$$R_{res} = 0,05 \cdot R + R_a$$

Die geforderte Flugzeit im Warteflug (loiter) t beträgt nach FAR Part 121:

domestic reserves:

$$t = 2700s$$

international reserves:

$$t = 1800s$$

Der Reichweitenfaktor für Propellerflugzeuge lautet nach Breguet für den Reiseflug:

$$B_{S,P} = \frac{\eta_{p,cr} \cdot E}{SFC_p \cdot g}$$

Der spezifische Kraftstoffverbrauch kann wie folgt angesetzt werden:

Tabelle 3 SFC Turboprop

	Reiseflug	Warteflug
	SFC _P [kg/N m]	SFC _P [kg/N m]
Turboprop	$8,5 \cdot 10^{-8}$	$10,1 \cdot 10^{-8}$

Der Treibstoffmassenanteil für das Missionssegment (mission segment mass fraction) für die Auslegungsreichweite lautet dann nach Breguet:

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_{S,P}}}$$

Der Treibstoffmassenanteil für das Missionssegment für die geforderte Reserveflugstrecke wird vereinfacht mit den Parametern E , η_p und SFC_P des Reisefluges gerechnet:

$$M_{ff,RES} = e^{-\frac{R_{res}}{B_{S,P}}}$$

Der Reichweitenfaktor lässt sich in den Zeitfaktor umformen, um den Kraftstoffmassenanteil für eine bekannte Flugzeit zu ermitteln:

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

Der Treibstoffmassenanteil für das Missionssegment des Warteflugs ergibt sich dann zu:

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

Die Treibstoffmassenanteile für den Start (take-off), den Steigflug (climb), den Sinkflug (descent) und die Landung (landing) werden abgeschätzt. Nach [Roskamp] betragen sie bei Regional Turboprop's:

Tabelle 4 Kraftstoffmassenanteile Regional Turboprop

Flugphase	Index	$M_{ff,flightphase}$
take-off	TO	0,995
climb	CLB	0,985
descent	DES	0,985
landing	L	0,995
startup	ES	0,990
taxi	T	0,995

Die Treibstoffmassenanteile der einzelnen Missionsbestandteile werden nun zu einer Standardmission zusammengefasst:

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

Der Flug zum Ausweichflugplatz wird hier als eigene Mission zunächst gebildet:

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

Aus beiden kann nun der gesamte Flug für die Auslegung gebildet werden:

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

Daraus wird nun der Kraftstoffanteil gebildet.

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff}$$

3.2.9 Betriebsleermassenanteil

Der Betriebsleermassenanteil ist ein entscheidender Parameter des Gesamtentwurfes. Er kann Statistik ermittelt oder abgeschätzt werden. Man kann ein existierendes Flugzeug ähnlicher Auslegung betrachten und abschätzen wie viel Prozent der Masse sich wohl durch etwaige fortschrittlichere Bauweisen oder Materialien einsparen lassen.

3.2.10 Nutzlast

Die Nutzlast setzt sich aus Passagieren und zusätzlicher Fracht zusammen. Gefordert wird hier die Anzahl der Passagiere n_{seat} und die Masse der zusätzlichen Fracht m_{cargo} . So lässt sich die Gesamtmasse der Nutzlast errechnen:

$$m_{pl} = n_{seat} \cdot m_{pax, ges} + m_{cargo}$$

Über die Massen von Passagieren und Gepäck können folgende Annahmen getroffen werden:

Tabelle 5 Passagiermassen

	Kurz und Mittelstrecke	Langstrecke
durchschnittliche Passagiermasse m_{PAX}	79,4 kg	79,4 kg
Durchschnittliche Gepäckmasse pro Pax $m_{PAX, baggage}$	13,6 kg	18,1 kg
Summe, $m_{PAX, ges}$	93,0 kg	97,5 kg

3.2.11 Die Entwurfparameter

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

$$\text{Maximale Landemasse: } m_{PL} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

$$\text{Betriebsleermasse: } m_{OE} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}$$

$$\text{Flügelfläche: } S_W = m_{MTO} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_W}$$

$$\text{Leistung (gesamt): } P_{S,TO} = m_{MTO} \cdot \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}}$$

$$\text{Leistung (ein Triebwerk): } P_{S,TO,E} = \frac{P_{S,TO}}{n_E}$$

$$\text{Erforderliche Kraftstoffmasse } m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot \frac{m_F}{m_{MTO}}$$

Es müssen noch zwei Missionssegmente, die am Boden stattfinden und deshalb bis jetzt für den Flug nicht von Bedeutung waren, berücksichtigt werden. Sie können ebenfalls nach [Roskamp I] abgeschätzt werden.

Die Masse des gesamten erforderlichen Kraftstoffs errechnet sich dann so:

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

Das erforderliche Tankvolumen entspricht dann:

$$V_{F,erf} = \frac{m_{F,erf}}{\rho_F}$$

Die maximale Landemasse des Flugzeuges muss mindestens so groß sein wie das Flugzeuggewicht bei maximaler Zuladung mit dem Kraftstoff für die geforderte Reserve. Also:

$$m_{OE} + m_{MPL} + m_{F,res} \leq m_{ML}$$

Der Flugzeugentwurf muss auf dieses Kriterium überprüft werden. Wird die Forderung eingehalten, ist der Entwurf gültig. Andernfalls muss der Entwurf verändert werden und neu gerechnet werden.

3.3 Beispielrechnung

3.3.1 Das Beispielflugzeug

Das Beispielflugzeug eine DHC 8 Q300 verfügt laut [Jane´s 01-02] über folgende technische Daten:

Tabelle 6 Daten DHC 8 Q 300

Spannweite $B[m]$	27,43
Flügelfläche $S[m^2]$	56,21
Streckung A	13,4
maximale Abflugmasse $m_{MTO} [kg]$	18642
maximale Landemassee $m_{ML} [kg]$	18144
Betriebslehrmassee $m_{OE} [kg]$	11709
maximale Nutzlast $m_{MPL} [kg]$	5166
maximale Kraftstoffmassee $m_{MF} [kg]$	2576
Reisefluggeschwindigkeit $V_{CR} [kt]$	287
Mindestfluggeschwindigkeit $V_{S,0} [kt]$	77
Startstrecke $S_{TOFL} [m]$	1097
Landestrecke $S_{LFL} [m]$	1010
Reichweite ohne Res. mit 50 pax $R[NM]$	841

Maximaler Auftriebsbeiwert Landung:
$$C_{L,max,L} = \frac{2 \cdot 18642 kg \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}}{1,225 \frac{kg}{m^3} \cdot \left(36,6 \frac{m}{s}\right)^2 \cdot 56,21 m^2} = 3,39$$

Die Beispielrechnung verwendet als Eingabe einige dieser Daten um die Rechenmethode zu prüfen.

3.3.2 Dimensionierung nach der Landestrecke

Die maximale Flächenbelastung für die Landestrecke errechnet sich mit:

$$S_{LFL} = 1010m$$

$$k_L = 0,107 kg / m^3$$

$$C_{L,max,L} = 3,38$$

$$m_{MTO} = 18642kg$$

$$m_{ML} = 18144 \text{ kg}$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} \leq \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,\max,L} \cdot S_{LFL}}{m_{ML} / m_{MTO}} = \frac{0,107 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 1 \cdot 3,39 \cdot 1010 \text{ m}}{\frac{18144 \text{ kg}}{18642 \text{ kg}}} = 375 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

Die minimale Geschwindigkeit in Landekonfiguration und die Anfluggeschwindigkeit lassen sich so errechnen:

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{S_{LFL}} = 1,61 \sqrt{\text{m/s}^2} \cdot \sqrt{1010 \text{ m}} = 51,17 \frac{\text{m}}{\text{s}} \approx 99,5 \text{ kt}$$

$$V_{S,0} = \frac{V_{APP}}{1,3} = 76,5 \text{ kt} \approx 39,35 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

3.3.3 Dimensionierung nach der Startstrecke

Das Verhältnis von Schub-Gewichtsverhältnis zur Flächenbelastung für die geforderte Startstrecke lässt sich wie folgt errechnen:

$$S_{TOFL} = 1097 \text{ m}$$

$$k_{TO} = 2,34 \text{ m}^3 / \text{kg}$$

$$C_{L,\max,TO} = 0,8 \cdot 3,39 = 2,712$$

gewählt: $C_{L,\max,TO} = 2,5$

$$V_{S,1} = V_{S,0} \cdot \sqrt{\frac{C_{L,\max,L}}{C_{L,\max,TO}}} = 76,5 \text{ kt} \cdot \sqrt{\frac{3,38}{2,5}} = 89 \text{ kt} \approx 45,78 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V_2 = V_{S,1} \cdot 1,2 = 106,8 \text{ kt} \approx 54,94 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V = \bar{V} = \frac{V_2}{\sqrt{2}} = 75,5 \text{ kt} \approx 38,83 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\eta_{P,TO} = 0,59$$

$$a = \frac{P_S / m_{MTO}}{m_{MTO} / S_W} \geq \frac{k_{TO} \cdot V \cdot g}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,\max,TO} \cdot \eta_P} = \frac{2,34 \frac{\text{m}^3}{\text{kg}} \cdot 37,29 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{1097 \text{ m} \cdot 1 \cdot 2,712 \cdot 0,525} = 0,5481 \frac{\text{W} \cdot \text{m}^2}{\text{kg}^2}$$

3.3.4 Dimensionierung nach dem Steigflug

$$\begin{aligned}n_e &= 2 \\A &= 13,4 \\V_2 &= V_{S,1} \cdot 1,2 = 106,8 \text{ kt} \approx 54,94 \frac{\text{m}}{\text{s}} \\ \eta_{P,CL} &= 0,67 \\C_{D,0} &= 0,02\end{aligned}$$

Der Anteil des Widerstandsbeiwerts der Landeklappen kann der **(Tabelle 2)** entnommen oder mit folgender Formel aus dem Auftriebsbeiwert ermittelt werden:

$$C_{L,TO} = \frac{C_{L,max,TO}}{1,2^2} = 1,74$$

$$\Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot (C_{L,TO} - 1,3) + 0,01 = 0,032 \quad \text{für } C_{L,TO} \geq 1,1$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} = 0,02 + 0,032 = 0,052$$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = \frac{1,74}{0,052 + \frac{1,74^2}{\pi \cdot 13,4 \cdot 0,7}} = 11,27$$

der einzuhaltende Steiggradient beträgt: $\sin(\gamma) = 0,024$

Dann ergibt sich ein Leistungsgewichtsverhältnis von:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) = \left(\frac{2}{2-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{11,27} \right) \cdot \left(\frac{54,94 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{0,67} \right) = 181,3 \frac{\text{W}}{\text{kg}}$$

3.3.5 Dimensionierung nach dem Durchstarten

$$\begin{aligned}n_e &= 2 \\A &= 13,4 \\V_{APP} &= 51,17 \frac{\text{m}}{\text{s}} \approx 99,5 \text{ kt} \\ \eta_{P,CL} &= 0,65 \\C_{D,0} &= 0,02\end{aligned}$$

Der Anteil des Widerstandsbeiwerts der Landeklappen kann der **(Tabelle 2)** entnommen werden oder mit folgender Formel aus dem Auftriebsbeiwert ermitteln:

$$C_{L,L} = \frac{C_{L,\max,L}}{1,3^2} = 2,0$$

$$\Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot (C_{L,L} - 1,3) + 0,01 = 0,045$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} = 0,02 + 0,045 = 0,065$$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = \frac{2}{0,065 + \frac{2^2}{\pi \cdot 13,4 \cdot 0,7}} = 9,96$$

der einzuhaltende Steiggradient beträgt: $\sin(\gamma) = 0,021$

Dann ergibt sich ein Leistungsgewichtsverhältnis von:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) = \left(\frac{2}{2-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{9,96} \right) \cdot \left(\frac{51,17 \frac{m}{s} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}}{0,65} \right) = 176,9 \frac{W}{kg}$$

3.3.6 Dimensionierung nach der Reisefluggeschwindigkeit

Das Verhältnis zwischen Schub-Gewichtsverhältnis zur Flächenbelastung für den Reiseflug lässt sich, wie bereits in Abschnitt 3.2.5 beschrieben, wie folgt ausrechnen:

$$V_{CR} = 287 kt \approx 0,5M$$

$$\eta_{P,Cr} = 0,83$$

$$e = 0,8$$

$$\overline{c_f} = 0,00325$$

$$k_E = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot e}{\overline{c_f}}} = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot 0,85}{0,00325}} = 13,9$$

$S_{wet}/S_W = 6,54$ hier größer, da gestreckte Version.

$$E_{\max} = k_E \cdot \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_W}} = 13,9 \cdot \sqrt{\frac{13,4}{6,54}} = 19,9$$

gewählt: $E_{\max} = 19$

$$C_{L,md} = \frac{\pi \cdot A \cdot e}{2 \cdot E_{\max}} = \frac{\pi \cdot 13,4 \cdot 0,8}{2 \cdot 19} = 0,9175$$

$$C_L = \frac{C_{L,md}}{(V/V_{md})^2} = \frac{0,886}{1,3^2} = 0,524$$

$$E = \frac{2 \cdot E_{\max}}{\left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right) + \left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right)} = \frac{2 \cdot 19}{\left(\frac{0,524}{0,886}\right) + \left(\frac{0,524}{0,886}\right)} = 16,65$$

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{V_{Cr} \cdot g}{\sqrt{\sigma(h)} \cdot E \cdot \eta_{p,cr}} \quad \text{oder mit Machzahl} \quad \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{M_{CR} \cdot \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T(h)} \cdot g}{\sqrt{\sigma(h)} \cdot E \cdot \eta_{p,cr}}$$

Mit dieser Formel kann nun ein Leistungsgewichtsverhältnis errechnet werden. Dies muss aber tabellarisch mit den Dichteverhältnissen für die jeweilige Flughöhe geschehen. Die Geschwindigkeit kann direkt oder als Machzahl eingesetzt werden, je nach dem, was gefordert wird, muss dann aber mit der zur Flughöhe gehörenden Schallgeschwindigkeit multipliziert werden. Dem Leistungsgewichtsverhältnis kann nun eine Flächenbelastung auf folgende Weise zugeordnet werden:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot V_{CR}^2 \cdot \rho_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g} \quad \text{oder mit Machzahl} \quad \frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot M_{CR}^2 \cdot \kappa \cdot p(h)}{2 \cdot g}$$

Die daraus entstehende Tabelle sieht wie folgt aus:

Tabelle 7 Reiseflug

h [km]	h [ft]	T [K]	σ	$\frac{P_{CR}}{P_{TO}}$	P_{AT} / m_{MTO}	$\rho(h)$ [Pa]	m_{MTO}/S_w [kg/m ²]	ROC [m/s]
0,0	0	288,15	1	1,000	126,506	101325	866	4,357
0,5	1640,5	284,90	0,952872	0,976	128,864	95460	816	4,058
1,0	3281,0	281,65	0,907463	0,953	131,293	89873	768	3,764
1,5	4921,5	278,40	0,863728	0,929	133,798	84554	723	3,476
2,0	6562,0	275,15	0,821624	0,906	136,380	79493	679	3,192
2,5	8202,5	271,90	0,781109	0,884	139,044	74680	638	2,913
3,0	9843,0	268,65	0,742140	0,861	141,792	70105	599	2,639
3,5	11483,5	265,40	0,704676	0,839	144,630	65760	562	2,370
4,0	13124,0	262,15	0,668677	0,818	147,560	61636	527	2,106
4,5	14764,5	258,90	0,634101	0,796	150,588	57724	493	1,847
5,0	16405,0	255,65	0,600910	0,775	153,717	54015	462	1,593
5,5	18045,5	252,40	0,569065	0,754	156,952	50502	432	1,343
6,0	19686,0	249,15	0,538528	0,734	160,298	47176	403	1,099
6,5	21326,5	245,90	0,509260	0,714	163,762	44030	376	0,860
7,0	22967,0	242,65	0,481225	0,694	167,347	41056	351	0,625
7,5	24607,5	239,40	0,454386	0,674	171,061	38246	327	0,396
8,0	26248,0	236,15	0,428707	0,655	174,911	35595	304	0,171
8,5	27888,5	232,90	0,404154	0,636	178,901	33094	283	-0,048
9,0	29529,0	229,65	0,380692	0,617	183,041	30737	263	-0,263
9,5	31169,5	226,40	0,358285	0,599	187,338	28519	244	-0,473
10,0	32810,0	223,15	0,336902	0,580	191,800	26431	226	-0,678
10,5	34450,5	219,90	0,316510	0,563	196,436	24469	209	-0,878
11,0	36091,0	216,65	0,297076	0,545	201,256	22627	193	-1,072
11,5	37731,5	216,65	0,274552	0,524	209,348	20899	179	-1,390
12,0	39372,0	216,65	0,253737	0,504	217,766	19316	165	-1,695
12,5	41012,5	216,65	0,234500	0,484	226,522	17763	152	-1,988
13,0	42653,0	216,65	0,216721	0,466	235,630	16498	141	-2,270

Hier ist schon die mögliche Steigrate mit aufgeführt, auf deren Berechnung später eingegangen wird.

3.3.7 Entwurfsdiagramm

Die Forderungen werden nun in das Auslegungsdiagramm eingetragen.

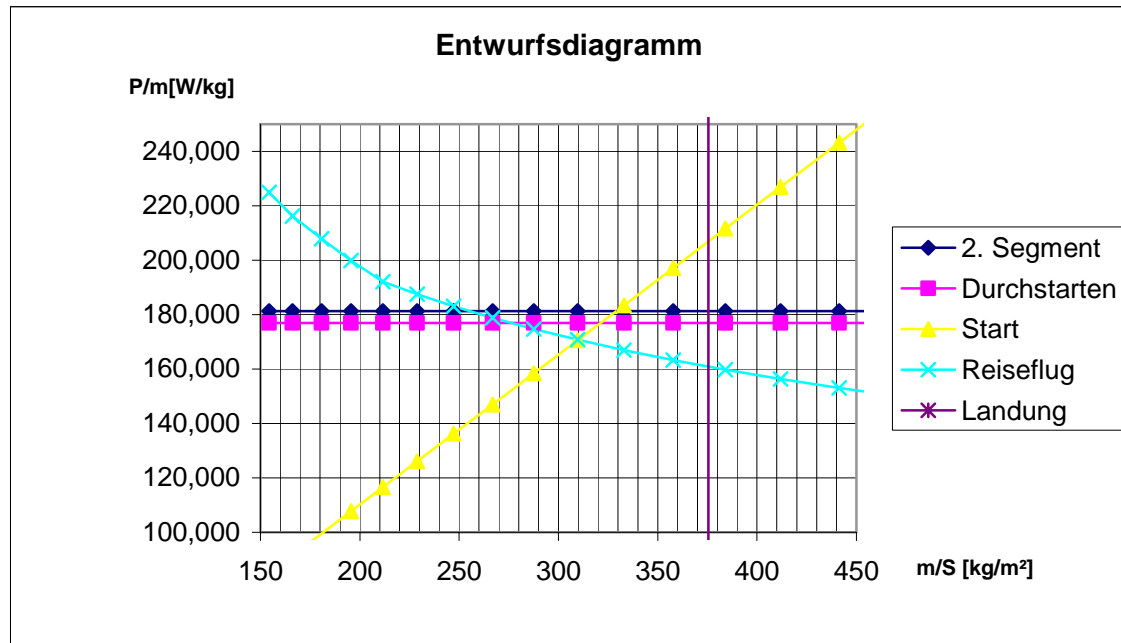


Abbildung 1 Entwurfsdiagramm DHC 8

Als Designpunkt kann hier etwa die Kreuzung zwischen den Geraden für den Start und für das 2. Segment identifiziert werden. Hieraus ergeben sich folgende Designwerte:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = 182 \frac{W}{kg}$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = 330 \frac{kg}{m^2}$$

3.3.8 Kraftstoffmassenanteil

Für die Ermittlung des Kraftstoffmassenanteils nach Breguet wird der spezifische Kraftstoffverbrauch, der Propellerwirkungsgrad, die Gleitzahl und die Reichweite benötigt.

$$R = 841 NM = 1557532 m$$

$$\eta_{P,Cr} = 0,83$$

$$E = 16,7$$

$$SFC_P = 8,4 \cdot 10^{-8} \frac{kg}{N \cdot m}$$

$$B_{S,P} = \frac{\eta_{p,cr} \cdot E}{SFC_P \cdot g} = \frac{0,83 \cdot 16,65}{8,5 \cdot 10^{-8} \frac{kg}{N \cdot m} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}} = 1,65731 \cdot 10^7 m$$

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_{S,P}}} = e^{-\frac{1557532m}{1,65731 \cdot 10^7 m}} = 0,910$$

Da die Reichweite des Vergleichsflugzeuges ohne Reserve angegeben ist, wird hier auch ohne Reserve gerechnet. Die weiteren Kraftstoffmassenanteile sind der **(Tabelle 4)** entnommen.

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

$$M_{ff} = 0,995 \cdot 0,985 \cdot 0,910 \cdot 0,985 \cdot 0,995 = 0,874$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff} = 1 - 0,874 = 0,126$$

3.3.9 Betriebsleermassenanteil

Der Betriebsleermassenanteil wird in der Beispielrechnung direkt aus der Betriebsleermasse und der maximalen Abflugmasse gebildet. Die Methode nach Loftin war hier nicht anwendbar und sie zu übertragen wäre zu aufwändig gewesen. Der statistische Aufwand hätte den Rahmen dieser Arbeit übertroffen. Hier kann sich am besten an Vergleichsflugzeugen orientiert werden.

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = \frac{11709kg}{18642kg} = 0,628$$

3.3.10 Nutzlast

Die für die Reichweite angegebene Nutzlast sind 50 Passagiere mit Gepäck und keine weitere Fracht. Ein Kurzstreckenpassagier hat mit Gepäck nach **(Tabelle 5)** eine Masse von 93 kg. Das ergibt folgende Nutzlast:

$$m_{pl} = n_{seat} \cdot m_{pax,ges} + m_{carg} = 50 \cdot 93kg = 4650kg$$

3.3.11 Entwurfparameter

Jetzt können folgende Entwurfparameter ermittelt werden:

$$\text{Maximale Abflugmasse: } m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = 18902 \text{ kg}$$

$$\text{Maximale Landemasse: } m_{PL} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 18392 \text{ kg}$$

$$\text{Betriebsleermasse: } m_{OE} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 11871 \text{ kg}$$

$$\text{Flügelfläche: } S_W = m_{MTO} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_W} = 57,27$$

$$\text{Spannweite: } B = \sqrt{A \cdot S_W} = 27,7 \text{ m}$$

$$\text{Leistung (gesamt): } P_{S,TO} = m_{MTO} \cdot \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = 3440164 \text{ W} \approx 3440 \text{ kW}$$

$$\text{Leistung (ein Triebwerk): } P_{S,TO,E} = \frac{P_{S,TO}}{n_E} = 1720 \text{ kW}$$

$$\text{Erforderliche Kraftstoffmasse: } m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot \frac{m_F}{m_{MTO}} = 2382 \text{ kg}$$

V

Die Masse des gesamten erforderlichen Kraftstoffs errechnet sich dann so:

$$m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot (1 - M_{ff,ES} \cdot M_{ff,T} \cdot M_{ff}) = 18902 \cdot (1 - 0,990 \cdot 0,995 \cdot 0,874) = 2629 \text{ kg}$$

Das erforderliche Tankvolumen entspricht dann:

$$V_{F,erf} = \frac{m_{F,erf}}{\rho_F} = \frac{2629 \text{ kg}}{0,8 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} = 3286 \text{ m}^3$$

Die maximale Landemasse des Flugzeuges muss mindestens so groß sein wie das Flugzeuggewicht bei maximaler Zuladung mit dem Kraftstoff für die geforderte Reserve. Also:

$$m_{OE} + m_{MPL} + m_{F,res} \leq m_{ML}$$

$$17063 \text{ kg} \leq 18392 \text{ kg}$$

3.4 Vergleich und Bewertung

Tabelle 8 Vergleich DHC Q300 und Rechnung

Parameter	Original	Rechnung	Abweichung
Spannweite B [m]	27,43	27,7	1%
Flügelfläche S [m ²]	56,21	57,27	2%
maximale Abflugmasse m_{MTO} [kg]	18642	18902	1,5%
Betriebslehrmasse m_{OE} [kg]	11709	11392	2%
Flächenbelastung $m_{MTO}/S_W = \left[\frac{kg}{m^2} \right]$	331,5	330	0,5%
Leistungsgewichtsverhältnis $P_{S,TO}/m_{MTO} \left[\frac{W}{kg} \right]$	190,5	182	5%

Die berechneten Werte stimmen sehr gut mit den werten des Originalflugzeugs überein. Das zeigt, dass die Rechnung bei geeigneten Annahmen und Abschätzungen durchaus gute Werte für einen Flugzeugentwurf liefern kann.

4 Dimensionierung von Propellerflugzeugen nach CS 23

4.1 Dimensionierende Forderungen

Die Dimensionierung bei Propellerflugzeugen kann im Wesentlichen nach [CS 23] sehr ähnlich wie nach [CS 25] erfolgen. Als weitere Forderung kommt die Forderung der Mindestfluggeschwindigkeit hinzu. Natürlich unterscheiden sich die Forderungen in den zu erreichenden Steigflugwinkeln für den Steigflug und das Durchstarten. Beim Start unterteilen sich die Forderungen nochmals in Steigflug mit allen Triebwerken und in den Steigflug mit einem ausgefallenen Triebwerk. Beim Durchstarten dürfen nach [CS 23] hier alle Triebwerke arbeiten, anders als in den Forderungen der [CS 25].

4.1.1 Überziehggeschwindigkeit

Der wesentlichste Unterschied ist die Überziehggeschwindigkeit. Nach [Cs-23.49-C] ist für einmotorige Flugzeuge und zweimotorige Flugzeuge mit einer maximalen Abflugmasse von unter 2722kg, die in einer Flughöhe von 1524m (5000ft) mit nur einem Motor einen Steigflugwinkel von 1,5% nicht erreichen können, eine Minimalfluggeschwindigkeit in Landekonfiguration von unter 113km/h (61kt) vorgeschrieben.

4.1.2 Steigflug mit allen Triebwerken

Nach [CS 23.65-A] muss ein Kolbenmotor getriebenes Flugzeug mit einem maximalen Abfluggewicht von 2722kg oder weniger auf Meereshöhe einen Steigflugwinkel von 8,3% für Landflugzeuge und 6,7% für Wasserflugzeuge einhalten können. Dabei dürfen die Triebwerke nur mit maximaler Dauerleistung betrieben werden, das Fahrwerk ist eingefahren, die Landeklappen sind in Startstellung und die Fluggeschwindigkeit muss mindestens $1,2 \cdot V_{S1}$ betragen.

Für Kolbenmotor getriebene Flugzeuge mit einer maximalen Abflugmasse von mehr als 2722kg und Turbinen getriebenen Flugzeugen ist nach [CS 23.65 b] ein Steigflugwinkel nach dem Abheben von mindestens 4,0% einzuhalten. Dabei laufen alle Triebwerke mit Startleistung, das Fahrwerk ist ausgefahren außer es lässt sich in 7 sek. einfahren, die Landeklappen befinden sich in Startstellung und die Fluggeschwindigkeit muss mindestens $1,2 \cdot V_{S1}$ betragen.

4.1.3 Steigflug mit einem ausgefallenem Triebwerk

Nach [CS 23.67 a 1] muss ein Kolbenmotor getriebenes Flugzeug mit einem maximalen Abfluggewicht von 2722kg oder weniger, das eine minimale Fluggeschwindigkeit in Landekonfiguration V_{S0} von mehr als 113km/h (61kt) hat, einen Steigflugwinkel von 1,5% in einer Druckhöhe von 1524m (5000ft) einhalten können. Dabei muss das kritische Triebwerk stillgelegt sein, die verbleibenden Triebwerke dürfen nur mit der maximalen Dauerleistung betrieben werden, das Fahrwerk ist eingefahren, die Landeklappen sind eingefahren und die Fluggeschwindigkeit muss mindestens $1,2 \cdot V_{S1}$ betragen.

Für Kolbenmotor getriebene Flugzeuge mit einer maximalen Abflugmasse von mehr als 2722kg und Turbinen getriebenen Flugzeugen ist nach [CS 23.67 b 2] ein Steigflugwinkel von 0,75% in einer Flughöhe von 457m (1500ft) über der Start- und Landefläche einzuhalten. Dabei muss das kritische Triebwerk stillgelegt sein, die verbleibenden Triebwerke dürfen nur mit der maximalen Dauerleistung betrieben werden, das Fahrwerk ist eingefahren, die Landeklappen sind eingefahren und die Fluggeschwindigkeit muss mindestens $1,2 \cdot V_{S1}$ betragen.

Für Flugzeuge der Commuter Kategorie ist nach [CS 23.67 c 2] ein Steigflugwinkel von 2,0% in einer Flughöhe von 122m (400ft) über der Start- und Landefläche einzuhalten. Dabei muss das kritische Triebwerk stillgelegt sein, die verbleibenden Triebwerke mit Startleistung laufen, das Fahrwerk ist eingefahren, die Landeklappen sind in Startstellung und die Fluggeschwindigkeit muss mindestens $1,2 \cdot V_{S1}$ betragen.

Außerdem müssen Commuter nach [CS 23.67 c 3] einen Steigflugwinkel von 1,2% in einer Flughöhe von 457m (1500ft) über der Start- und Landefläche einhalten. Dabei muss das kritische Triebwerk stillgelegt sein, die verbleibenden Triebwerke dürfen nur mit der maximalen Dauerleistung betrieben werden, das Fahrwerk ist eingefahren, die Landeklappen sind eingefahren die Fluggeschwindigkeit muss mindestens $1,2 \cdot V_{S1}$ betragen.

4.1.4 Durchstarten

Nach [CS 23.77 a] muss ein Kolbenmotor getriebenes Flugzeug mit einem maximalen Abfluggewicht von 2722kg oder weniger beim Durchstarten einen Steigflugwinkel von 3,3% auf Meeresniveau einhalten können. Dabei laufen alle Triebwerke mit Startleistung, das Fahrwerk ist ausgefahren, die Landeklappen befinden sich in Landstellung, außer sie können in 2 Sekunden ohne Höhenverlust und ohne plötzliche Anstellwinkeländerungen einfahren und die Fluggeschwindigkeit beträgt mindestens $1,3 \cdot V_{S0}$.

Nach [CS 23.77 b] muss ein Kolbenmotor getriebenes Flugzeug mit einem maximalen Abfluggewicht von mehr als 2722kg und Turbinen getriebene Flugzeuge beim Durchstarten einen Steigflugwinkel von 2,5% auf Meeresniveau einhalten können. Dabei fliegt das Flugzeug mit der Leistung, die 8 Sekunden

nach dem Bewegen der Leistungshebel aus der Flugleerlaufstellung verfügbar ist. Das Fahrwerk ist ausgefahren, die Landeklappen befinden sich in Landstellung und die Fluggeschwindigkeit beträgt $1,3 \cdot V_{S0}$.

Für Flugzeuge der Commuter Kategorie ist nach [CS 23.77 c] beim Durchstarten ein Steigflugwinkel von 3,2% einzuhalten. Dabei fliegt das Flugzeug mit der Leistung, die 8 Sekunden nach dem Bewegen der Leistungshebel aus der Flugleerlaufstellung verfügbar ist. Das Fahrwerk ist ausgefahren, die Landeklappen befinden sich in Landstellung und die Fluggeschwindigkeit beträgt $1,3 \cdot V_{S0}$.

Außerdem fordert die [CS 23.67 c] für abgebrochene Anflüge mit Commuterflugzeugen einen Steigflugwinkel von 2,1% einzuhalten. Dabei muss das kritische Triebwerk stillgelegt sein, die verbleibenden Triebwerke laufen mit Startleistung, das Fahrwerk ist eingefahren, die Landeklappen sind in Anflugstellung und die Fluggeschwindigkeit darf höchstens $1,5 \cdot V_{S1}$ betragen.

Da sicher die zweite Forderung eine höhere Startleistung ergeben wird, wird diese für die Auslegung von Commuterflugzeugen gewählt. Dabei wird eine Anfluggeschwindigkeit von $1,3 \cdot V_{S0}$ angenommen.

4.2 Die Auslegungsmethode

4.2.1 Parameter für die Forderung der Mindestgeschwindigkeit

Die neue Forderung der Mindestfluggeschwindigkeit kann über den Auftriebsbeiwert berechnet werden. Dabei wird die Dichte über die Dichte in Meereshöhe δ_0 und das Dichteverhältnis σ ausgedrückt um so falls gewünscht über das Dichteverhältnis der Dichtehöhe Rechnung tragen zu können:

$$C_{L,max,L} = \frac{m_{MTO} \cdot g}{\frac{\delta}{2} \cdot V_{S,0}^2 \cdot S_W}$$

mit: $\delta = \delta_0 \cdot \sigma$

Stellt man nun nach der Flächenbelastung $\frac{m_{MTO}}{S_W}$ um, so erhält man:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_{L,max,L} \cdot V_{S,0}^2 \cdot \delta_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g}$$

Der maximale Auftriebsbeiwert bei der Landung, $C_{L,max,L}$ muss gewählt werden. Er kann an mit Hilfe von Vergleichsflugzeugen oder unter Zuhilfenahme der Literatur abgeschätzt werden.

4.2.2 Parameter für die Forderung der Landestrecke

Die Landestrecke wird ebenso wie in der Auslegung in Kapitel 3.2.1 nach [CS 25] gerechnet. Die Startstrecke ist als Forderung entsprechend zu wählen. Der Faktor k_L wird zunächst unverändert übernommen. Der maximale Auftriebsbeiwert bei der Landung, $C_{L,max,L}$ ist der gleiche, der schon beim Start gewählt wurde. Das maximale Verhältnis von maximaler Landemasse zu maximaler Startmasse, m_{ML}/m_{MTO} muss ebenfalls gewählt werden. Es wird aber meistens $m_{ML}/m_{MTO} = 1$ betragen oder sehr nahe unter $m_{ML}/m_{MTO} = 1$ liegen.

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

$$k_L = 0.125 \text{ kg/m}^3$$

4.2.3 Parameter für die Forderung der Startstrecke

Die Forderung aus der Startstrecke wird ebenso wie im Kapitel 3.2.2 berechnet:

$$a = \frac{P_S/m_{MTO}}{m_{MTO}/S_W} \geq \frac{k_{TO} \cdot V \cdot g}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO} \cdot \eta_P}$$

Die geforderte Startstrecke S_{LFL} ist zu wählen, wobei der Faktor k_{APP} zunächst mit $k_{APP} = 1,7 \sqrt{m/s^2}$ beibehalten wird. Er kann bei zu großen Abweichungen der Ergebnisse z. B. durch statistische Erhebungen angepasst werden.

Die Startgeschwindigkeit wird ebenfalls zwischen null und $V_2 = 1,2 \cdot V_{S,1}$ gemittelt:

$$V = \bar{V} = \frac{V_2}{\sqrt{2}}$$

Der Propellerwirkungsgrad $\eta_{P,TO}$ muss anhand der mittleren Startgeschwindigkeit abgeschätzt werden.

Der maximale Auftriebsbeiwert beim Start $C_{L,max,TO}$ kann frei gewählt werden oder mit:

$$C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot C_{L,max,L} \text{ abgeschätzt werden.}$$

4.2.4 Parameter für die Forderung aus dem 2. Segment

Bei den Forderungen zum Steigwinkel gibt es einige Unterschiede. Es gibt Anforderungen an den Steigflug auf Meeresebene mit allen Triebwerken. Hierbei wurde nur der Term mit der Anzahl der Triebwerke gestrichen:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right)$$

Die geforderten Steigwinkel, Klappen- und Fahrwerkspositionen und Geschwindigkeiten sind im Kapitel 4.1.2 aufgeführt. Es muss auch berücksichtigt werden dass in dieser Flugzeugklasse eventuell kein Einziehfahrwerk verwendet wird. Dieses kann mit einer Widerstandsbeiwertänderung von $\Delta C_{D,gear} = 0,01$ erfolgen. Ansonsten erfolgt die Berechnung genau wie im Abschnitt 3.2.4.

Außerdem gibt es Anforderungen an den Steigflug mit einem ausgefallenen Triebwerk, die in einer vorgegebenen Flughöhe über der Start- bzw. Landefläche eingehalten werden müssen. Hierbei dürfen zum Teil die verbleibenden Triebwerke nur mit der maximalen Dauerleistung betrieben werden. Zur Berücksichtigung dieser Sachverhalte werden zwei Faktoren in die Gleichung aus Abschnitt 3.2.4 eingefügt:

Das Verhältnis der Leistung zur Startleistung, $\frac{P_S}{P_{S,TO}}$ und das Verhältnis von der maximalen Dauerleistung zur Startleistung $\frac{P_{S,max,cont}}{P_{S,TO}}$.

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \frac{\left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right)}{\left(\frac{P_S}{P_{S,TO}} \right) \cdot \left(\frac{P_{S,max,cont}}{P_{S,TO}} \right)}$$

Das Verhältnis der maximalen Dauerleistung zur Startleistung ist von der Triebwerksart und dessen Integration abhängig und muss z. B. anhand bekannter Flugzeuge abgeschätzt werden. Der Wert dürfte etwa im Bereich von:

$$\frac{P_{S,max,cont}}{P_{S,TO}} = 1 \dots 0,75 \text{ liegen.}$$

Die Leistungsabnahmen lassen sich wie in Abschnitt 4.2.4 ermitteln:

Bei Turboproptriebwerken:

$$P_S \propto \sigma^n \text{ mit } n = 0,5$$

Und bei Kolbentriebwerken ohne Aufladung:

$$\frac{P_s}{P_{S,TO}} = \sigma \cdot (1 + c_h) - c_h \quad \text{mit } c_h = 0,132$$

Ansonsten erfolgt die Berechnung genau wie im Abschnitt 3.2.4.

4.2.5 Parameter für die Forderung beim Durchstarten

Wie bereits erwähnt erfolgt die Rechnung für das Durchstarten, außer bei Commuter Flugzeugen, unter der Annahme, dass alle Triebwerke laufen. Bei den Commutern wird angenommen, dass ein Triebwerk ausgefallen ist. Das Durchstartmanöver erfolgt auf Meereshöhe mit Startleistung. Deswegen wird bei Commuter Flugzeugen genau wie in Kapitel 3.2.5 gerechnet. Bei allen anderen Flugzeugen wird wie schon beim Steigflug mit allen Triebwerken der Term zur Berücksichtigung des ausgefallenen Triebwerks weggelassen:

Nicht Commuter:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) \cdot \left(\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \right)$$

Commuter:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) \cdot \left(\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \right)$$

Die vorgeschriebenen Steigwinkel Klappen- und Fahrwerkspositionen und Geschwindigkeiten sind im Abschnitt 4.1.4 beschrieben. Die Methode zur Abschätzung der Gleitzahl wie im Abschnitt 3.3.5.

4.2.6 Parameter für die Forderung aus dem Reiseflug

Die Berechnung der Anforderungen, resultierend aus der geforderten Reisefluggeschwindigkeit, erfolgt wie im Kapitel 3.2.3 beschrieben mit der Formel:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{V_{Cr} \cdot g}{\frac{P_{S,cr}}{P_{S,TO}} \cdot E \cdot \eta_{p,cr}} \quad \text{oder mit Machzahl} \quad \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{M_{CR} \cdot \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T(h)} \cdot g}{\sqrt{\sigma(h)} \cdot E \cdot \eta_{p,cr}}$$

Wobei die Reisefluggeschwindigkeit vorgegeben wird. Der dazu passende Propellerwirkungsgrad $\eta_{P,cr}$ muss wie beschrieben abgeschätzt werden. Die Ermittlung der maximalen Gleitzahl im Reiseflug kann mit folgender Formel geschehen.

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

Dabei ist das Verhältnis von der Benetztenfläche zur Flügelfläche S_{wet}/S_W bei Flugzeugen nach CS-23 etwas schwerer zu wählen, da es sich um verschiedene Flugzeugkonzepte handeln kann. Hier ist der Bereich etwa bei:

$$S_{wet}/S_W = 3,8...5,4 \text{ anzusiedeln.}$$

Das Fliegen bei einer höheren Geschwindigkeit als der der maximalen Gleitzahl kann wie folgt geschehen:

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

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

Wobei das Geschwindigkeitsverhältnis ungefähr bei $V/V_{md} = 1...1,316$ anzusiedeln ist.

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

Die Leistungsabnahme mit der Flughöhe ist jetzt von der Art der Triebwerke abhängig. In dieser Arbeit werden zwei Triebwerksarten berücksichtigt: Zum einen Turboproptriebwerke und zum anderen Kolbentriebwerke ohne Aufladung. Deren Leistungsabnahmen lassen sich wie folgt ermitteln:

Bei Turboproptriebwerken nach [University of Limerick 01 Gl. 4.3-7]:

$$P_s \propto \sigma^n \text{ mit } n = 0,5$$

Und bei Kolbentriebwerken ohne Aufladung nach [University of Limerick 01 Gl. 4.4-1]:

$$\frac{P_s}{P_{S,TO}} = \sigma \cdot (1 + c_h) - c_h \text{ mit } c_h = 0,132$$

Die zum Leistungsgewichtsverhältnis gehörende Flächenbelastung wird wie folgt errechnet:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot V_{CR}^2 \cdot \rho_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g} \text{ oder mit Machzahl } \frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot M_{CR}^2 \cdot \kappa \cdot p(h)}{2 \cdot g}$$

4.2.7 Reiseflughöhe

Die Ermittlung der maximal möglichen Reiseflughöhe erfolgt genau wie im Abschnitt 3.2.7 beschrieben. Nur im Falle eines Kolbentriebwerkes ist die Leistungsabnahme anders zu ermitteln. Für nicht aufgeladene Kolbentriebwerke geschieht das wie schon beschrieben mit dieser Formel:

$$\frac{P_s}{P_{S,TO}} = \sigma \cdot (1 + c_h) - c_h \text{ mit } c_h = 0,132$$

Dann kann die mögliche Steiggeschwindigkeit wie folgt errechnet werden:

$$ROC = \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \cdot \frac{\eta_{P,CR}}{g} \cdot \frac{P_s}{P_{S,TO}} - \frac{V_{CR}}{E} \text{ oder } ROC = \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \cdot \frac{\eta_{P,CR}}{g} \cdot \frac{P_s}{P_{S,TO}} - \frac{M_{CR} \cdot \sqrt{\chi \cdot R \cdot T}}{E}$$

Mit dieser Formel kann mit den Daten der Standardatmosphäre (Temperatur und Dichteverhältnis, Gaskonstante und Isentropenexponent), dem gewählten Leistungsgewichtsverhältnis der Reiseflugmachzahl oder der Reisefluggeschwindigkeit, dem Propellerwirkungsgrad und der Gleitzahl die Steiggeschwindigkeit zu verschiedenen Flughöhen errechnet werden. Die maximale Flughöhe ist dort anzunehmen, wo die Steiggeschwindigkeit zu null wird.

4.2.8 Kraftstoffmassenanteil

Der Kraftstoffmassenanteil wird genau wie in Abschnitt 3.2.8 berechnet. Die einzigen Unterschiede sind der spezifische Kraftstoffverbrauch, der für Turboproptriebwerke und Kolbentriebwerke angegeben wird und die Kraftstoffanteile, die für die einzelnen Missionssegmente angegeben werden.

Tabelle 9 SFC Kolben und Turboprop

	Reiseflug	Warteflug
	SFC _P [kg/N m]	SFC _P [kg/N m]

Kolbenmotor	$6,8 \cdot 10^{-8}$	$8,5 \cdot 10^{-8}$
Turboprop	$8,5 \cdot 10^{-8}$	$10,1 \cdot 10^{-8}$

Tabelle 10 Kraftstoffanteile

	Homebuilt	Single Eng.	Twin Eng.	Agricultural	Regional TBP
Startup	0,998	0,995	0,992	0,996	0,990
Taxi	0,998	0,997	0,996	0,995	0,995
Take-off	0,998	0,998	0,996	0,996	0,995
Climb	0,995	0,992	0,990	0,998	0,985
Descent	0,995	0,993	0,992	0,999	0,985
Landing	0,995	0,993	0,992	0,998	0,995

$$B_{S,P} = \frac{\eta_{p,cr} \cdot E}{SFC_p \cdot g}$$

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_{S,P}}}$$

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

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

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

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

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

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff}$$

4.2.9 Betriebsleermassenanteil

Der Betriebsleermassenanteil ist ein entscheidender Parameter des Gesamtentwurfes. Er kann statistisch ermittelt oder abgeschätzt werden. Man kann ein existierendes Flugzeug ähnlicher Auslegung betrachten und abschätzen wie viel Prozent der Masse sich wohl durch etwaige fortschrittlichere Bauweisen oder Materialien einsparen lassen. Bei Kleinflugzeugen wird häufig nicht mit der Betriebsleermasse sondern mit der Leermasse gerechnet. Was bedeutet, das die Masse der Flightcrew hierbei nicht berücksichtigt wird. Wenn das geschieht, muss die Crew bei der Nutzlast mit berücksichtigt werden.

4.2.10 Nutzlast

Bei der Berechnung der Nutzlast wird genau wie im Kapitel 3.2.10 vorgegangen. Wie in Kapitel 4.2.9 erwähnt, muss eventuell die Crew berücksichtigt werden.

$$m_{pl} = n_{seat} \cdot m_{pax,ges} + m_{cargo}$$

4.2.11 Die Entwurfparameter

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

$$\text{Maximale Landemasse: } m_{PL} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

$$\text{Betriebsleermasse: } m_{OE} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}$$

$$\text{Flügelfläche: } S_W = m_{MTO} \left/ \frac{m_{MTO}}{S_W} \right.$$

$$\text{Leistung (gesamt): } P_{S,TO} = m_{MTO} \cdot \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}}$$

$$\text{Leistung (ein Triebwerk): } P_{S,TO,E} = \frac{P_{S,TO}}{n_E}$$

$$\text{Erforderliche Kraftstoffmasse } m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot \frac{m_F}{m_{MTO}}$$

Die Masse des gesamten erforderlichen Kraftstoffs errechnet sich dann so:

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

Das erforderliche Tankvolumen entspricht dann:

$$V_{F,erf} = \frac{m_{F,erf}}{\rho_F}$$

Die maximale Landemasse des Flugzeuges muss mindestens so groß sein wie das Flugzeuggewicht bei maximaler Zuladung mit dem Kraftstoff für die geforderte Reserve. Also:

$$m_{OE} + m_{MPL} + m_{F,res} \leq m_{ML}$$

Der Flugzeugentwurf muss auf dieses Kriterium überprüft werden. Wird die Forderung eingehalten, ist der Entwurf gültig. Andernfalls muss der Entwurf verändert werden und neu gerechnet werden.

4.3 Beispielrechnung

4.3.1 Das Beispielflugzeug

Das Beispielflugzeug, eine TBM 700 C1, verfügt laut [Jane's 01-02] über folgende technische Daten:

Tabelle 11 Daten TBM 700 C1

Spannweite $B [m]$	12,68
Flügelfläche $S [m^2]$	18
Streckung A	8,9
maximale Abflugmasse $m_{MTO} [kg]$	2984
maximale Landemasse $m_{ML} [kg]$	2835
Leermasse $m_{OE} [kg]$	2075
maximale Nutzlast $m_{MPL} [kg]$	647
maximale Kraftstoffmasse $m_{MF} [kg]$	866
Reisefluggeschwindigkeit $V_{CR} [kt]$	300
Mindestfluggeschwindigkeit $V_{S,0} [kt]$	61
Startstrecke $S_{TOFL} [m]$	650
Landestrecke $S_{LFL} [m]$	650
Reichweite mit 45 min Res. 7 pax $R [NM]$	294

Maximaler Auftriebsbeiwert Landung:
$$C_{L,max,L} = \frac{2 \cdot 2984 kg \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}}{1,225 \frac{kg}{m^3} \cdot \left(31,4 \frac{m}{s}\right)^2 \cdot 18 m^2} = 2,7$$

Die Beispielrechnung verwendet als Eingabe einige dieser Daten um die Rechenmethode zu prüfen.

4.3.2 Dimensionierung nach der Mindestgeschwindigkeit

Die Dimensionierung nach der Mindestgeschwindigkeit erfolgt mit der Forderung der Mindestgeschwindigkeit und der Annahme des $C_{L,max,L}$ und dem Dichteverhältnis:

$$V_{S,0} = 61kt \approx 31,4 \frac{m}{s}$$

$$C_{L,max,L} = 2,7$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_{L,max,L} \cdot V_{S,0}^2 \cdot \delta_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g} = \frac{2,7 \cdot 31,4 \frac{m}{s} \cdot 1,225 \frac{kg}{m^3} \cdot 1}{2 \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}} = 166 \frac{kg}{m^2}$$

4.3.3 Dimensionierung nach der Landestrecke

Die maximale Flächenbelastung für die Landestrecke errechnet sich mit:

$$S_{LFL} = 650m$$

$$k_L = 0,107kg / m^3$$

$$C_{L,max,L} = 2,7$$

$$m_{MTO} = 2984kg$$

$$m_{ML} = 2835kg$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} \leq \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL}}{\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}} = \frac{0,107 \frac{kg}{m^3} \cdot 1 \cdot 2,7 \cdot 650m}{\frac{2835kg}{2984kg}} = 197 \frac{kg}{m^2}$$

Die minimale Geschwindigkeit in Landekonfiguration und die Anfluggeschwindigkeit lassen sich so errechnen:

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{S_{LFL}} = 1,61 \sqrt{m/s^2} \cdot \sqrt{650m} = 40,6 \frac{m}{s} \approx 79,3kt$$

4.3.4 Dimensionierung nach der Startstrecke

$$S_{TOFL} = 650m$$

$$k_{TO} = 2,34m^3/kg$$

$$C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot 2,7 = 2,16$$

$$\text{gewählt: } C_{L,max,TO} = 2,16$$

$$V_{S,1} = V_{S,0} \cdot \sqrt{\frac{C_{L,max,L}}{C_{L,max,TO}}} = 76,5kt \cdot \sqrt{\frac{2,7}{2,16}} = 68,2kt \approx 35,1 \frac{m}{s}$$

$$V_2 = V_{S,1} \cdot 1,2 = 81,8kt \approx 42,1 \frac{m}{s}$$

$$V = \bar{V} = \frac{V_2}{\sqrt{2}} = 57,9kt \approx 29,78 \frac{m}{s}$$

$$\eta_{P,TO} = 0,54$$

$$a = \frac{P_S/m_{MTO}}{m_{MTO}/S_W} \geq \frac{k_{TO} \cdot V \cdot g}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO} \cdot \eta_P} = \frac{2,34 \frac{m^3}{kg} \cdot 29,78 \frac{m}{s} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}}{650m \cdot 1 \cdot 2,16 \cdot 0,54} = 0,9017 \frac{W \cdot m^2}{kg^2}$$

4.3.5 Dimensionierung nach dem Steigflug

Die Dimensionierung erfolgt in diesem Fall nach [CS 23.65 b] wie in Kapitel 4.1.2 und 4.2.4 beschrieben. Dabei ist ein Steiggradient von 4% einzuhalten. Und es wird davon ausgegangen, dass das Fahrwerk ausgefahren ist.

$$n_e = 1$$

$$A = 8,9$$

$$V_2 = V_{S,1} \cdot 1,2 = 81,8kt \approx 42,1 \frac{m}{s}$$

$$\eta_{P,CL} = 0,6$$

$$C_{D,0} = 0,02$$

Der Anteil des Widerstandsbeiwerts der Landeklappen kann der **(Tabelle 2)** entnommen oder mit folgender Formel aus dem Auftriebsbeiwert ermittelt werden:

$$C_{L,TO} = \frac{C_{L,max,TO}}{1,2^2} = 1,5$$

$$\Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot (C_{L,TO} - 1,3) + 0,01 = 0,02 \quad \text{für } C_{L,TO} \geq 1,1$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,gear} = 0,02 + 0,02 + 0,015 = 0,055$$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = \frac{1,5}{0,055 + \frac{1,5^2}{\pi \cdot 8,9 \cdot 0,7}} = 8,83$$

der einzuhaltende Steiggradient beträgt: $\sin(\gamma) = 0,04$

Dann ergibt sich ein Leistungsgewichtsverhältnis von:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) = \left(\frac{1}{8,83} + 0,04 \right) \cdot \left(\frac{42,1 \frac{m}{s} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}}{0,6} \right) = 105,5 \frac{W}{kg}$$

4.3.6 Dimensionierung nach dem Durchstarten

$$n_e = 1$$

$$A = 8,9$$

$$V_{APP} = 40,8 \frac{m}{s} \approx 79,3 kt$$

$$\eta_{P,CL} = 0,6$$

$$C_{D,0} = 0,02$$

Den Anteil des Widerstandsbeiwerts der Landeklappen kann man der **(Tabelle 2)** entnehmen oder mit folgender Formel aus dem Auftriebsbeiwert ermitteln:

$$C_{L,L} = \frac{C_{L,max,L}}{1,3^2} = 1,6$$

$$\Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot (C_{L,L} - 1,3) + 0,01 = 0,025$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,gear} = 0,02 + 0,025 + 0,015 = 0,06$$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = \frac{1,6}{0,06 + \frac{1,6^2}{\pi \cdot 8,9 \cdot 0,7}} = 8,4$$

der einzuhaltende Steiggradient beträgt: $\sin(\gamma) = 0,025$

Dann ergibt sich ein Leistungsgewichtsverhältnis von:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) = \left(\frac{1}{8,4} + 0,025 \right) \cdot \left(\frac{40,8 \frac{m}{s} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}}{0,6} \right) = 96,09 \frac{W}{kg}$$

4.3.7 Dimensionierung nach der Reisefluggeschwindigkeit

Das Verhältnis zwischen Schub-Gewichtsverhältnis zur Flächenbelastung für den Reiseflug lässt sich, wie bereits in Abschnitt 3.2.5 beschrieben, wie folgt ausrechnen:

$$V_{CR} = 300kt \approx 0,523M$$

$$\eta_{p,cr} = 0,85$$

$$e = 0,8$$

$$\overline{c_f} = 0,003$$

$$k_E = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot e}{\overline{c_f}}} = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot 0,8}{0,003}} = 14,5$$

$$S_{wet}/S_W = 4,5$$

$$E_{max} = k_E \cdot \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_W}} = 14,5 \cdot \sqrt{\frac{8,9}{4,6}} = 20,39$$

gewählt: $E_{max} = 20$

$$C_{L,md} = \frac{\pi \cdot A \cdot e}{2 \cdot E_{max}} = \frac{\pi \cdot 8,9 \cdot 0,8}{2 \cdot 20} = 0,559$$

$$C_L = \frac{C_{L,md}}{(V/V_{md})^2} = \frac{0,559}{1,3^2} = 0,331$$

$$E = \frac{2 \cdot E_{max}}{\left(\frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right)} + \left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right)\right)} = \frac{2 \cdot 20}{\left(\frac{1}{\left(\frac{0,331}{0,559}\right)} + \left(\frac{0,331}{0,559}\right)\right)} = 17,53$$

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{V_{Cr} \cdot g}{\sqrt{\sigma(h)} \cdot E \cdot \eta_{p,cr}}$$

Mit dieser Formel kann nun ein Leistungsgewichtsverhältnis errechnet werden. Dies muss aber tabellarisch mit den Dichteverhältnissen für die jeweilige Flughöhe geschehen. Die Geschwindigkeit kann direkt oder als Machzahl eingesetzt werden, je nach dem, was gefordert wird, muss dann aber mit der zur Flughöhe gehörenden Schallgeschwindigkeit multipliziert werden. Dem Leistungsgewichtsverhältnis kann nun eine Flächenbelastung auf folgende Weise zu geordnet werden:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot V_{CR}^2 \cdot \rho_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g}$$

Es ergibt sich folgende Tabelle, in welcher schon die mögliche Steigrate mit aufgeführt ist, auf deren Berechnung später eingegangen wird.

Tabelle 12 Reiseflug TBM 700

h [km]	h [ft]	T [K]	σ	P_{CR} / P_{TO}	P_{AT} / m_{MTO}	p(h) [Pa]	m_{MTO}/S_w [kg/m ²]	w [m/s]
0	0	288,15	1	1,000	101,604	101325	492	5,01
0,5	1640,5	284,9	0,952872	0,976	104,086	95460	469	4,71
1	3281	281,65	0,907463	0,953	106,659	89873	447	4,41
1,5	4921,5	278,4	0,863728	0,929	109,326	84554	425	4,11
2	6562	275,15	0,821624	0,906	112,092	79493	404	3,82
2,5	8202,5	271,9	0,781109	0,884	114,962	74680	384	3,54
3	9843	268,65	0,74214	0,861	117,942	70105	365	3,26
3,5	11483,5	265,4	0,704676	0,839	121,037	65760	347	2,98
4	13124	262,15	0,668677	0,818	124,252	61636	329	2,72
4,5	14764,5	258,9	0,634101	0,796	127,595	57724	312	2,45
5	16405	255,65	0,60091	0,775	131,071	54015	296	2,19
5,5	18045,5	252,4	0,569065	0,754	134,688	50502	280	1,94
6	19686	249,15	0,538528	0,734	138,455	47176	265	1,69
6,5	21326,5	245,9	0,50926	0,714	142,378	44030	251	1,44
7	22967	242,65	0,481225	0,694	146,466	41056	237	1,20
7,5	24607,5	239,4	0,454386	0,674	150,730	38246	224	0,97
8	26248	236,15	0,428707	0,655	155,178	35595	211	0,74
8,5	27888,5	232,9	0,404154	0,636	159,823	33094	199	0,51
9	29529	229,65	0,380692	0,617	164,674	30737	187	0,29
9,5	31169,5	226,4	0,358285	0,599	169,745	28519	176	0,08
10	32810	223,15	0,336902	0,580	175,049	26431	166	-0,13
10,5	34450,5	219,9	0,31651	0,563	180,600	24469	156	-0,34
11	36091	216,65	0,297076	0,545	186,414	22627	146	-0,54
11,5	37731,5	216,65	0,274552	0,524	193,910	20899	135	-0,86
12	39372	216,65	0,253737	0,504	201,706	19316	125	-1,17
12,5	41012,5	216,65	0,2345	0,484	209,817	17763	115	-1,46
13	42653	216,65	0,216721	0,466	218,253	16498	107	-1,74

4.3.8 Entwurfsdiagramm

Die Forderungen werden nun in das Auslegungsdigramm eingetragen.

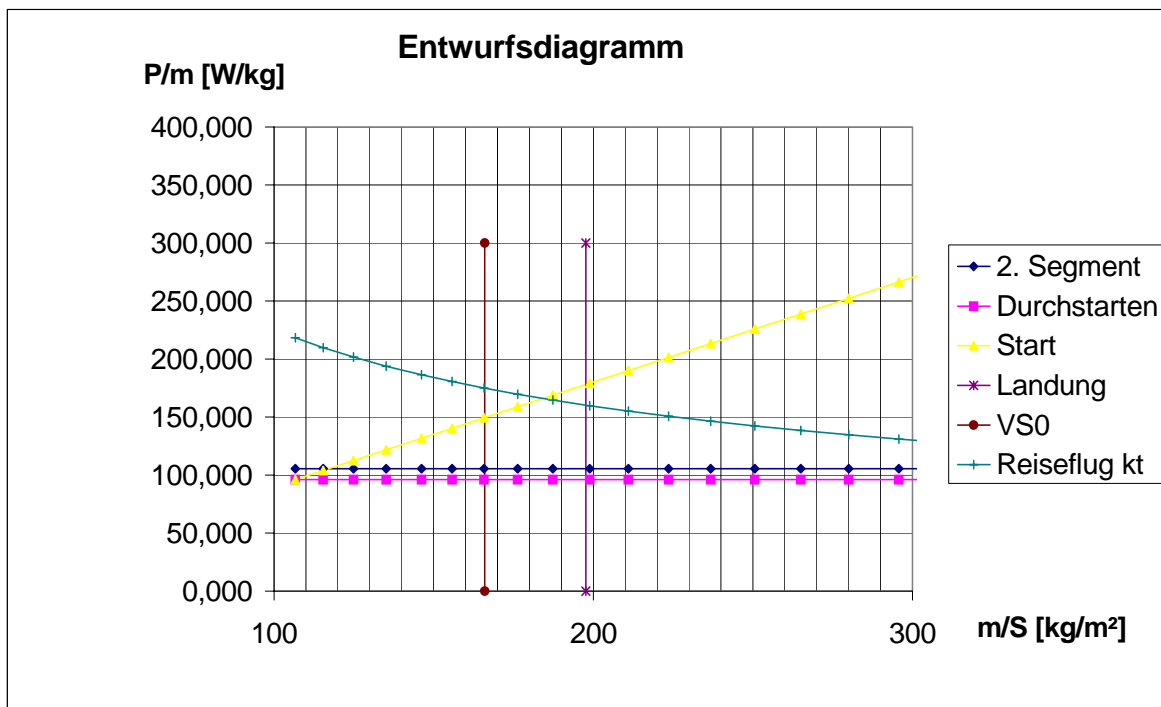


Abbildung 2 Entwurfsdiagramm TBM 700

Als Designpunkt kann hier etwa der Schnitt zwischen dem Reiseflug und der Mindestgeschwindigkeit identifiziert werden. Das ergibt folgende Designwerte:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = 175 \frac{W}{kg}$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = 166 \frac{kg}{m^2}$$

4.3.9 Ermittlung der Reiseflughöhe

Für die Ermittlung der maximalen Reiseflughöhe wird mit dem aus der Dimensionierung gewonnenem Leistungsgewichtsverhältnis für jede Höhe die mögliche Steigrate im Reiseflug errechnet. Die Höhe in der die Steigrate zu null wird ist die maximale Reiseflughöhe. Mit folgenden Formeln wird die Steigrate ermittelt und in **(Tabelle 12)** eingetragen.

$$\frac{P_s}{P_{S,TO}} = \sigma \cdot (1 + c_h) - c_h \text{ mit } c_h = 0,132$$

$$ROC = \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \cdot \frac{\eta_{P,CR}}{g} \cdot \frac{P_s}{P_{S,TO}} - \frac{M_{CR} \cdot \sqrt{\chi \cdot R \cdot T}}{E}$$

Die maximale Reiseflughöhe der TBM 700 liegt also etwa bei: 9500m (~31500ft)

4.3.10 Kraftstoffmassenanteil

Für die Ermittlung des Kraftstoffmassenanteils nach Breguet wird der spezifische Kraftstoffverbrauch, der Propellerwirkungsgrad, die Gleitzahl und die Reichweite benötigt.

$$R = 294NM = 544488m$$

$$\eta_{P,CR} = 0,85$$

$$E = 17,5$$

$$SFC_{P,CR} = 8,4 \cdot 10^{-8} \frac{kg}{N \cdot m}$$

$$B_{S,P;CR} = \frac{\eta_{p,cr} \cdot E}{SFC_P \cdot g} = \frac{0,85 \cdot 17,5}{8,5 \cdot 10^{-8} \frac{kg}{N \cdot m} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}} = 1,78702 \cdot 10^7 m$$

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_{S,P}}} = e^{-\frac{544488m}{1,78702 \cdot 10^7 m}} = 0,910$$

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

$$M_{ff,std} = 0,998 \cdot 0,992 \cdot 0,970 \cdot 0,993 \cdot 0,993 = 0,947$$

$$B_{S,P;Res} = \frac{\eta_{p,cr} \cdot E}{SFC_P \cdot g} = \frac{0,85 \cdot 17,5}{10,7 \cdot 10^{-8} \frac{kg}{N \cdot m} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}} = 1,503928 \cdot 10^7 m$$

$$B_t = \frac{B_S}{V} = \frac{1,41711 \cdot 10^7 m}{154 \frac{m}{s}} = 97439s$$

$$M_{ff,Res} = e^{-\frac{2700s}{97439s}} = 0,973$$

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} = 0,947 \cdot 0,973 = 0,921$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff} = 1 - 0,925 = 0,079$$

4.3.11 Betriebsleermassenanteil

Der Betriebsleermassenanteil ist hier aufgrund der Herstellerangaben durch den Leermassenanteil ersetzt. Er wird in der Beispielrechnung direkt aus der Leermasse und der maximalen Abflugmasse gebildet. Dadurch muss die Masse des Piloten später bei der Nutzlast berücksichtigt werden.

$$\frac{m_E}{m_{MTO}} = \frac{2075\text{kg}}{2984\text{kg}} = 0,628$$

4.3.12 Nutzlast

Bei der Berechnung der Nutzlast wird genau wie im Kapitel 3.2.10 vorgegangen. Wie in Kapitel 4.2.9 erwähnt, muss hier die Masse der Crew berücksichtigt werden.

$$m_{pl} = n_{seat} \cdot m_{pax,ges} + n_{Crew} \cdot m_{pax,ges} + m_{cargo} = 6 \cdot 93\text{kg} + 1 \cdot 93\text{kg} = 651\text{kg}$$

4.3.13 Entwurfsparameter

$$\text{Maximale Abflugmasse: } m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_E}{m_{MTO}}} = 2941\text{kg}$$

$$\text{Maximale Landemasse: } m_{PL} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 2794\text{kg}$$

$$\text{Leermasse: } m_E = m_{MTO} \cdot \frac{m_E}{m_{MTO}} = 2059\text{kg}$$

$$\text{Flügelfläche: } S_W = m_{MTO} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_W} = 17,72\text{m}^2$$

$$\text{Leistung (gesamt): } P_{S,TO} = m_{MTO} \cdot \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = 514701\text{W}$$

$$\text{Leistung (ein Triebwerk): } P_{S,TO,E} = \frac{P_{S,TO}}{n_E} = 514701\text{W} \approx 515\text{kW}$$

$$\text{Erforderliche Kraftstoffmasse } m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot \frac{m_F}{m_{MTO}} = 253\text{kg}$$

Die Masse des gesamten erforderlichen Kraftstoffs errechnet sich dann so:

$$m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot (1 - M_{ff,ES} \cdot M_{ff,T} \cdot M_{ff}) = 2941\text{kg} \cdot (1 - 0,990 \cdot 0,995 \cdot 0,925) = 261\text{kg}$$

Das erforderliche Tankvolumen entspricht dann:

$$V_{F,erf} = \frac{m_{F,erf}}{\rho_F} = \frac{261kg}{800 \frac{kg}{m^3}} = 0,326m^3$$

Die maximale Landemasse des Flugzeuges muss mindestens so groß sein wie das Flugzeuggewicht bei maximaler Zuladung mit dem Kraftstoff für die geforderte Reserve. Also:

$$m_{OE} + m_{MPL} + m_{F,res} \leq m_{ML}$$

$$2789kg \leq 2794kg$$

4.4 Vergleich und Bewertung

Parameter	Original	Rechnung	Abeichung
Spannweite $B [m]$	12,68	12,56	1%
Flügelfläche $S [m^2]$	18	17,42	3,2%
maximale Abflugmasse $m_{MTO} [kg]$	2964	2941	1%
Lehrmasse $m_E [kg]$	2075	2059	1%
Flächenbelastung $m_{MTO}/S_W = \left[\frac{kg}{m^2} \right]$	165,8	166	>1%
Leistungsgewichtsverhältnis $P_{S,TO}/m_{MTO} \left[\frac{W}{kg} \right]$	175	175	0%
Kraftstoffmasse $m_F [kg]$	262	253	3,4%

Auch diese berechneten Werte stimmen sehr gut mit den Werten des Originalflugzeugs überein. Die Rechnung scheint auch hier in geeigneter Weise zu funktionieren.

5 Dimensionierung von Propellerflugzeugen nach CS VLA

5.1 Dimensionierende Forderungen

Die Zulassungsvorschriften CS VLA sind entworfen worden, um leichte Flugzeuge einfacher zulassen zu können. Sie sind anwendbar auf einmotorige Flugzeuge mit einer maximalen Abflugmasse von nicht mehr als 750kg. Die minimale Fluggeschwindigkeit von VLA's muss unter 83 km/h (45kt) liegen. Sie dürfen nur VFR, das heißt unter Sichtflugbedingungen und am Tage betrieben werden. Des Weiteren darf kein Kunstflug mit ihnen durchgeführt werden. [CS VLA 1-3]

Es konnten vier dimensionierende Forderungen in den [CS VLA] identifiziert werden: Die Mindestgeschwindigkeit, die Startstrecke, der Steigflug und das Durchstarten. Die Forderung der Landestrecke wurde hier nicht berücksichtigt, da eine geringe Mindestgeschwindigkeit und eine kurze Startstrecke gefordert werden.

5.1.1 Dimensionierung nach der Mindestgeschwindigkeit

Die minimale Fluggeschwindigkeit darf nach [CS VLA 49] nicht unterhalb von 83km/h (45kt) liegen. Das Triebwerk arbeitet dabei im Leerlauf. Das Fahrwerk muss dabei ausgefahren sein, die Landeklappen müssen sich in Landstellung befinden und die Kühlklappen müssen geschlossen sein.

5.1.2 Startstrecke

Die Startstrecke auf festem Untergrund bis zum Überfliegen eines 15m Hindernisses darf nach [CS VLA 51] 500m nicht überschreiten. Dabei muss das Triebwerk innerhalb seiner zugelassenen Grenzen betrieben werden und die Kühlklappen sich in der Standardstartstellung befinden.

5.1.3 Steigflug

Nach [CS VLA 65] muss eine Steiggeschwindigkeit von 2m/s erreicht werden. Dabei darf nicht mehr als Startleistung verwendet werden, das Fahrwerk kann eingefahren sein (wenn möglich), die Landeklappen befinden sich in Startstellung und die Kühlklappen befinden sich in der Stellung, die bei den Kühlungstests verwendet wird.

5.1.4 Durchstarten

Beim Durchstarten muss in Meereshöhe ein Steigwinkel von mindestens 1:30 (3,3%) eingehalten werden können oder in 915m (3000ft) die Höhe gehalten werden können. Der Motor wird dabei mit Startleistung betrieben. Das Fahrwerk ist ausgefahren und die Landeklappen müssen sich in Landstellung befinden, es sei denn, sie können in zwei Sekunden ohne Höhenverlust oder plötzliche Anstellwinkeländerung eingefahren werden.

5.2 Die Auslegungsmethode

5.2.1 Parameter für die Forderung der Mindestgeschwindigkeit

Die Forderung der Mindestfluggeschwindigkeit wird wie in Kapitel 4.2.1 über den Auftriebsbeiwert berechnet werden. Dabei wird die Dichte über die Dichte in Meereshöhe δ_0 und das Dichteverhältnis σ ausgedrückt, um so falls gewünscht über das Dichteverhältnis der Dichtehöhe Rechnung tragen zu können:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_{L,max,L} \cdot V_{S,0}^2 \cdot \delta_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g}$$

Der maximale Auftriebsbeiwert bei der Landung, $C_{L,max,L}$ muss gewählt werden. Er kann an mit Hilfe von Vergleichsflugzeugen oder unter Zuhilfenahme der Literatur abgeschätzt werden.

5.2.2 Parameter für die Forderung der Startstrecke

Die Forderung aus der Startstrecke wird ebenso wie im Kapitel 3.2.2 berechnet:

$$a = \frac{P_S / m_{MTO}}{m_{MTO} / S_w} \geq \frac{k_{TO} \cdot V \cdot g}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO} \cdot \eta_P}$$

Die geforderte Startstrecke S_{LFL} ist zu wählen, sie darf jedoch nicht größer als 500m gewählt werden. Der Faktor k_{APP} wird zunächst mit $k_{APP} = 1,7 \sqrt{m/s^2}$ beibehalten. Er kann bei zu großen Abweichungen der Ergebnisse z. B. durch statistische Erhebungen angepasst werden. Die Steigfluggeschwindigkeit beträgt nach [CS VLA 51] das 1,3fache der Mindestgeschwindigkeit in Startkonfiguration.

Die Startgeschwindigkeit wird zwischen null und $V_2 = 1,3 \cdot V_{S,1}$ gemittelt:

$$V = \bar{V} = \frac{V_2}{\sqrt{2}}$$

Der Propellerwirkungsgrad $\eta_{P,TO}$ muss anhand der mittleren Startgeschwindigkeit abgeschätzt werden.

Der maximale Auftriebsbeiwert beim Start $C_{L,max,TO}$ kann frei gewählt werden oder mit:

$$C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot C_{L,max,L} \text{ abgeschätzt werden.}$$

5.2.3 Parameter für die Forderung des Steigflugs

Die CS VLA fordert anders als die CS 23 und 25 keinen Mindeststeigwinkel sondern eine Mindeststeiggeschwindigkeit von 2m/s [CS VLA 65]. Daher muss hier anders vorgegangen werden als bei den anderen Methoden. Die Vorgehensweise hier ähnelt dem bei der Ermittlung der maximalen Reiseflughöhe. Basis der Rechnung ist eine vereinfachte Formel für die Steiggeschwindigkeit:

$$ROC = \left(\frac{F}{m \cdot g} - \frac{1}{E} \right) \cdot V$$

Hierin wird der Schub durch den Propellerschub ersetzt:

$$F = \frac{P_S \cdot \eta_P}{V}$$

$$ROC = \frac{P_S \cdot \eta_P}{m \cdot g} - \frac{V}{E}$$

Die Leistungsabnahme von nicht aufgeladen Kolbentriebwerken mit der Höhe, wird berücksichtigt mit:

$$\frac{P_S}{P_{S,TO}} = \sigma \cdot (1 + c_h) - c_h \text{ mit } c_h = 0,132$$

Nach Einsetzen und Umstellen erhält man:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \frac{\left(ROC + \frac{V_2}{E} \right) \cdot g}{\eta_{CL} \cdot \left(\sigma(h) \cdot (1 + c_h) - c_h \right)}$$

Die Ermittlung der Gleitzahl im Start erfolgt wie in Abschnitt 4.2.4 beschrieben. Hier muss ebenfalls auf das Fahrwerk geachtet werden. Ist das Fahrwerk nicht einziehbar, muss hier eine Widerstandsbeiwertänderung von $\Delta C_{D,gear} = 0,01$ erfolgen.

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

Der Wert des Oswaldfaktors kann wegen ausgefahrenen Klappen und eventuell Vorflügeln mit z. B. $e = 0,7$ gewählt werden.

Der Druckwiderstandsbeiwert setzt sich aus bis zu vier Anteilen zusammen. Allerdings ist die Verwendung von Slats oder anderen Vorflügeln in dieser Klasse eher unüblich

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

Der Widerstand bei null Auftrieb kann bei mit $C_{D,0} = 0,02$ angesetzt werden. Bei der Suche des Werts der Widerstandsbeiwert Erhöhung kann nach **(Tabelle 2)** oder wie in Abschnitt 3.3.5 vorgegangen werden.

5.2.4 Parameter für die Forderung beim Durchstarten

Das Durchstarten wird wie teilweise in Kapitel 4.2.5 ohne ausgefallenes Triebwerk, da ja nur eines existiert, gerechnet. Die Fluggeschwindigkeit sollte $1,3 V_{S,1}$ betragen wie sie nach [CS VLA 75 a] im Anflug bis in 15m gefordert ist, denn nach [CS VLA 77 a] ist für die Geschwindigkeit beim Durchstarten nur eine bei der das Manöver sicher durchgeführt werden kann gefordert. Gerechnet werden kann hier mit folgender Formel:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) \cdot \left(\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \right)$$

Die vorgeschriebenen Steigwinkel, Klappen- und Fahrwerkspositionen und Geschwindigkeiten sind im Abschnitt 5.1.4 beschrieben. Die Methode zur Abschätzung der Gleitzahl wie im Abschnitt 5.2.3.

Für den Horizontalflug in 915 Metern wird einfach durch das Verhältnis der Leistungsabnahme mit der Höhe geteilt:

$$\frac{P_s}{P_{S,TO}} = \sigma \cdot (1 + c_h) - c_h \quad \text{mit } c_h = 0,132$$

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \frac{\left(\frac{1}{E} + \sin \gamma\right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}}\right)}{\sigma(h) \cdot \leq (1 + c_h) - c_h}$$

Der einzuhaltende Steiggradient beträgt dann: $\sin(\gamma) = 0,0$ da mit konstanter Höhe geflogen werden soll.

5.2.5 Parameter für die Forderung aus dem Reiseflug

Die Berechnung der Anforderungen, resultierend aus der geforderten Reisefluggeschwindigkeit, erfolgt wie im Kapitel 3.2.3 beschrieben mit der Formel:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{V_{Cr} \cdot g}{\frac{P_{S,Cr}}{P_{S,TO}} \cdot E \cdot \eta_{p,cr}}$$

wobei die Reisefluggeschwindigkeit vorgegeben wird. Der dazu passende Propellerwirkungsgrad $\eta_{p,cr}$ muss wie beschrieben abgeschätzt werden. Die Ermittlung der maximalen Gleitzahl im Reiseflug kann mit folgender Formel geschehen.

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

Dabei ist das Verhältnis von der Benetztenfläche zur Flügelfläche S_{wet}/S_W bei Flugzeugen nach CS VLA etwas anders zu wählen, da es sich um kleine Flugzeugkonzepte handelt. Hier ist der Bereich etwa bei:

$$S_{wet}/S_W = 3,5 \dots 4,5 \text{ anzusiedeln.}$$

Das Fliegen bei einer höheren Geschwindigkeit als der der maximalen Gleitzahl kann wie folgt geschehen:

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

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

Wobei das Geschwindigkeitsverhältnis ungefähr bei $V/V_{md} = 1 \dots 1,316$ anzusiedeln ist.

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

Die Leistungsabnahme mit der Flughöhe ist bei Kolbentriebwerken ohne Aufladung nach [University of Limerick 01 Gl. 4.4-1]:

$$\frac{P_s}{P_{s,TO}} = \sigma \cdot (1 + c_h) - c_h \quad \text{mit } c_h = 0,132$$

Die zum Leistungsgewichtsverhältnis gehörende Flächenbelastung wird wie folgt errechnet:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot V_{CR}^2 \cdot \rho_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g}$$

5.2.6 Reiseflughöhe

Die Ermittlung der maximal möglichen Reiseflughöhe erfolgt genau wie im Abschnitt 3.2.7 beschrieben. Für nicht aufgeladene Kolbentriebwerke geschieht das wie schon beschrieben mit dieser Formel:

$$\frac{P_s}{P_{s,TO}} = \sigma \cdot (1 + c_h) - c_h \quad \text{mit } c_h = 0,132$$

Dann kann die mögliche Steiggeschwindigkeit wie folgt errechnet werden:

$$ROC = \frac{P_{s,TO}}{m_{MTO}} \cdot \frac{\eta_{P,CR}}{g} \cdot \frac{P_s}{P_{s,TO}} - \frac{V_{CR}}{E}$$

Mit dieser Formel kann mit den Daten der Standardatmosphäre (Dichteverhältnis), dem gewählten Leistungsgewichtsverhältnis, der Reisefluggeschwindigkeit, dem Propellerwirkungsgrad und der Gleitzahl die Steiggeschwindigkeit zu verschiedenen Flughöhen errechnet werden. Die maximale Flughöhe ist dort anzunehmen, wo die Steiggeschwindigkeit zu null wird.

5.2.7 Kraftstoffmassenanteil

Der Kraftstoffmassenanteil wird genau wie in Abschnitt 3.2.8 berechnet. Die einzigen Unterschiede sind der spezifische Kraftstoffverbrauch, der für Kolbenriebwerke nach [Raymer 89] wie folgt angegeben wird.

Tabelle 13 SFC Kolben

	Reiseflug	Warteflug
	SFC _P [kg/N m]	SFC _P [kg/N m]
Kolbenmotor	$6,8 \cdot 10^{-8}$	$8,5 \cdot 10^{-8}$

Die Kraftstoffanteile, für die einzelnen Missionssegmente werden hier von den Homebuilds übernommen, da diese am ehesten so leichte Flugzeuge repräsentieren und sind nach [Roskam I:]

Tabelle 14 Kraftstoffanteile Homebuild

	Homebuilt
Startup	0,998
Taxi	0,998
Take-off	0,998
Climb	0,995
Descent	0,995
Landing	0,995

$$B_{S,P} = \frac{\eta_{p,cr} \cdot E}{SFC_P \cdot g}$$

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_{S,P}}}$$

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

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

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

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

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

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff}$$

5.2.8 Leermassenanteil

Der Leermassenanteil ist ein entscheidender Parameter des Gesamtentwurfes. Er kann statistisch ermittelt oder abgeschätzt werden. Man kann ein existierendes Flugzeug ähnlicher Auslegung betrachten und abschätzen, wie viel Prozent der Masse sich wohl durch etwaige fortschrittlichere Bauweisen oder Materialien einsparen lassen. Bei Kleinflugzeugen wird häufig nicht mit der Betriebsleermasse sondern mit der Leermasse gerechnet. Was bedeutet, dass die Masse der Flightcrew hierbei nicht berücksichtigt wird. Wenn das geschieht, muss die Masse der Crew bei der Nutzlast mit berücksichtigt werden.

5.2.9 Nutzlast

Bei der Berechnung der Nutzlast wird genau wie im Kapitel 3.2.10 vorgegangen. Wie in Kapitel 5.2.6 erwähnt, muss die Masse der Crew berücksichtigt werden.

$$m_{pl} = n_{seat} \cdot m_{pax,ges} + m_{cargo}$$

5.2.10 Die Entwurfparameter

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

$$\text{Maximale Landemasse: } m_{PL} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

$$\text{Betriebsleermasse: } m_{OE} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}$$

$$\text{Flügelfläche: } S_W = m_{MTO} \left/ \frac{m_{MTO}}{S_W} \right.$$

$$\text{Leistung (gesamt): } P_{S,TO} = m_{MTO} \cdot \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}}$$

$$\text{Leistung (ein Triebwerk): } P_{S,TO,E} = \frac{P_{S,TO}}{n_E}$$

$$\text{Erforderliche Kraftstoffmasse } m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot \frac{m_F}{m_{MTO}}$$

Die Masse des gesamten erforderlichen Kraftstoffs errechnet sich dann so:

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

Das erforderliche Tankvolumen entspricht dann:

$$V_{F,erf} = \frac{m_{F,erf}}{\rho_F}$$

Die maximale Landemasse des Flugzeuges muss mindestens so groß sein wie das Flugzeuggewicht bei maximaler Zuladung mit dem Kraftstoff für die geforderte Reserve. Also:

$$m_{OE} + m_{MPL} + m_{F,res} \leq m_{ML}$$

Der Flugzeugentwurf muss auf dieses Kriterium überprüft werden. Wird die Forderung eingehalten, ist der Entwurf gültig. Es muss ausserdem hier noch überprüft werden ob die maximale Abflugmasse kleiner als 750kg ist. Andernfalls muss der Entwurf verändert werden und neu gerechnet werden.

5.3 Beispielrechnung

5.3.1 Das Beispielflugzeug

Das Beispielflugzeug ist bei den VLA's eine DV-20 mit einem Rotax 912 S. Die Technischen Daten sind dem Flughandbuch [DV-20 Flight Manual] entnommen.

Spannweite B [m]	10,78
Flügelfläche S [m ²]	11,6
Streckung A	10
maximale Abflugmasse m_{MTO} [kg]	730
maximale Landemasse m_{ML} [kg]	730
Leermasse m_E [kg]	513
maximale Nutzlast m_{MPL} [kg]	216
maximale Kraftstoffmasse m_{MF} [kg]	55,5
Reisefluggeschwindigkeit V_{CR} [kt]	115
Mindestfluggeschwindigkeit $V_{S,0}$ [kt]	44
Mindestfluggeschwindigkeit $V_{S,1}$ [kt]	45
Startstrecke S_{TOFL} [m]	420
Höchstflugdauer t [min]	299

Maximaler Auftriebsbeiwert Landung:
$$C_{L,max,L} = \frac{2 \cdot 730 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot \left(22 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 \cdot 11,6 \text{ m}^2} = 2$$

Maximaler Auftriebsbeiwert Start:
$$C_{L,max,L} = \frac{2 \cdot 730 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot \left(23,1 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 \cdot 11,6 \text{ m}^2} = 1,88$$

Die Beispielrechnung verwendet als Eingabe einige dieser Daten, um die Rechenmethode zu prüfen.

5.3.2 Dimensionierung nach der Mindestgeschwindigkeit

Die Dimensionierung nach der Mindestgeschwindigkeit erfolgt mit der Forderung der Mindestgeschwindigkeit und der Annahme des $C_{L,max,L}$ und dem Dichteverhältnis:

$$V_{S,0} = 44 \text{ kt} \approx 22 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$C_{L,max,L} = 2$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_{L,max,L} \cdot V_{S,0}^2 \cdot \delta_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g} = \frac{2,0 \cdot 22 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 1}{2 \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} = 64 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

5.3.3 Dimensionierung nach der Startstrecke

$$S_{TOFL} = 420 \text{ m}$$

$$k_{TO} = 2,34 \text{ m}^3 / \text{kg}$$

$$C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot 2,0 = 1,6$$

gewählt: $C_{L,max,TO} = 1,75$

$$V_{S,1} = V_{S,0} \cdot \sqrt{\frac{C_{L,max,L}}{C_{L,max,TO}}} = 44 \text{ kt} \cdot \sqrt{\frac{2,0}{1,88}} = 47 \text{ kt} \approx 24,2 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V_2 = V_{S,1} \cdot 1,3 = 61,1 \text{ kt} \approx 31,4 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V = \bar{V} = \frac{V_2}{\sqrt{2}} = 44,3 \text{ kt} \approx 22,2 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\eta_{P,TO} = 0,45$$

$$a = \frac{P_S / m_{MTO}}{m_{MTO} / S_W} \geq \frac{k_{TO} \cdot V \cdot g}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO} \cdot \eta_P} = \frac{2,34 \frac{\text{m}^3}{\text{kg}} \cdot 22,2 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{650 \text{ m} \cdot 1 \cdot 1,75 \cdot 0,45} = 1,5437 \frac{\text{W} \cdot \text{m}^2}{\text{kg}^2}$$

5.3.4 Dimensionierung nach dem Steigflug

Die geforderte Steigrate beträgt 2m/s.

$$A = 10$$

$$V_2 = V_{s,1} \cdot 1,3 = 61,1 \text{ kt} \approx 31,4 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\eta_{P,CL} = 0,55$$

$$C_{D,0} = 0,02$$

Der Anteil des Widerstandsbeiwerts der Landeklappen kann der **(Tabelle 2)** entnommen oder mit folgender Formel aus dem Auftriebsbeiwert ermittelt werden:

$$C_{L,TO} = \frac{C_{L,max,TO}}{1,3^2} = 1,04$$

Da der Auftriebsbeiwert beim Start so gering ist, kann keine Widerstandsbeiwertänderung ermittelt werden.

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,gear} = 0,02 + 0,0 + 0,01 = 0,03$$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = \frac{1,04}{0,03 + \frac{1,04^2}{\pi \cdot 10 \cdot 0,7}} = 11,25$$

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \frac{\left(ROC + \frac{V_2}{E}\right) \cdot g}{\eta_{CL} \cdot (\sigma(h) \cdot (1 + c_h) - c_h)} = \frac{\left(2 \frac{\text{m}}{\text{s}} + \frac{30,4 \frac{\text{m}}{\text{s}}}{11,55}\right) \cdot g}{0,6 \cdot 1} = 78,4$$

5.3.5 Dimensionierung nach dem Durchstarten

$$A = 10$$

$$V_{APP} = V_2 = 31,4 \frac{\text{m}}{\text{s}} \approx 61 \text{ kt}$$

$$\eta_{P,CL} = 0,55$$

$$C_{D,0} = 0,02$$

Den Anteil des Widerstandsbeiwerts der Landeklappen kann man der **(Tabelle 2)** entnehmen oder mit folgender Formel aus dem Auftriebsbeiwert ermitteln:

$$C_{L,L} = \frac{C_{L,max,L}}{1,3^2} = 1,18$$

$$\Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot (C_{L,L} - 1,3) + 0,01 = 0,004$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,gear} = 0,02 + 0,004 + 0,010 = 0,06$$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = \frac{1,18}{0,034 + \frac{1,18^2}{\pi \cdot 10 \cdot 0,7}} = 10,27$$

Der einzuhaltende Steiggradient auf Meeresebene beträgt: $\sin(\gamma) = 0,033$

Dann ergibt sich ein Leistungsgewichtsverhältnis von:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) = \left(\frac{1}{10,91} + 0,033 \right) \cdot \left(\frac{30,4 \frac{m}{s} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}}{0,6} \right) = 67,0 \frac{W}{kg}$$

Für den Flug mit konstanter Höhe wird so gerechnet:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \frac{\left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left(\frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right)}{\sigma(h) \cdot \leq (1 + c_h) - c_h} = \frac{\left(\frac{1}{10,91} + 0,0 \right) \cdot \left(\frac{30,4 \frac{m}{s} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}}{0,6} \right)}{0,895248 \cdot (1 + 0,132) - 0,132} = 55,9 \frac{W}{kg}$$

5.3.6 Dimensionierung nach der Reisefluggeschwindigkeit

Das Verhältnis zwischen Schub-Gewichtsverhältnis zur Flächenbelastung für den Reiseflug lässt sich, wie bereits in Abschnitt 3.2.5 beschrieben, wie folgt ausrechnen:

$$V_{CR} = 115 kt$$

$$\eta_{P,Cr} = 0,8$$

$$e = 0,8$$

$$\overline{c_f} = 0,003$$

$$k_E = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot e}{c_f}} = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot 0,8}{0,003}} = 14,5$$

$$S_{wet}/S_W = 4,5$$

$$E_{max} = k_E \cdot \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_W}} = 14 \cdot \sqrt{\frac{10}{4,5}} = 20,87$$

gewählt: $E_{max} = 20$

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{V_{Cr} \cdot g}{\sqrt{\sigma(h)} \cdot E \cdot \eta_{p,cr}}$$

Mit dieser Formel kann nun ein Leistungsgewichtsverhältnis errechnet werden. Dies muss aber tabellarisch mit den Dichteverhältnissen für die jeweilige Flughöhe geschehen. Die Geschwindigkeit kann direkt oder als Machzahl eingesetzt werden, je nach dem, was gefordert wird, muss dann aber mit der zur Flughöhe gehörenden Schallgeschwindigkeit multipliziert werden. Dem Leistungsgewichtsverhältnis kann nun eine Flächenbelastung auf folgende Weise zu geordnet werden:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot V_{CR}^2 \cdot \rho_0 \cdot \sigma}{2 \cdot g}$$

Tabelle 15 Reiseflug DV-20

h [km]	h [ft]	T [K]	σ	P_{CR} / P_{TO}	P_{AT} / m_{MTO}	m_{MTO}/S_w [kg/m ²]	ROC [m/s]
0	0	288,15	1	1	36,270	137,3	4,38163061
0,5	1640,5	284,9	0,952872	0,9466511	38,314	130,8	3,99007908
1	3281	281,65	0,907463	0,89524812	40,514	124,6	3,61280944
1,5	4921,5	278,4	0,863728	0,8457401	42,886	118,6	3,24944783
2	6562	275,15	0,821624	0,79807837	45,447	112,8	2,89963698
2,5	8202,5	271,9	0,781109	0,75221539	48,218	107,2	2,56302795
3	9843	268,65	0,74214	0,70810248	51,222	101,9	2,23926349
3,5	11483,5	265,4	0,704676	0,66569323	54,485	96,7	1,92800296
4	13124	262,15	0,668677	0,62494236	58,038	91,8	1,62891402
4,5	14764,5	258,9	0,634101	0,58580233	61,916	87,1	1,34164773
5	16405	255,65	0,60091	0,54823012	66,159	82,5	1,06588837
5,5	18045,5	252,4	0,569065	0,51218158	70,815	78,1	0,80131193
6	19686	249,15	0,538528	0,4776137	75,941	73,9	0,54760269
6,5	21326,5	245,9	0,50926	0,44448232	81,601	69,9	0,30443663
7	22967	242,65	0,481225	0,4127467	87,875	66,1	0,07151465
7,5	24607,5	239,4	0,454386	0,38236495	94,858	62,4	-0,15147066
8	26248	236,15	0,428707	0,35329632	102,662	58,9	-0,36481839
8,5	27888,5	232,9	0,404154	0,32550233	111,429	55,5	-0,56881102
9	29529	229,65	0,380692	0,29894334	121,328	52,3	-0,76373934
9,5	31169,5	226,4	0,358285	0,27357862	132,577	49,2	-0,94990245
10	32810	223,15	0,336902	0,24937306	145,446	46,3	-1,12755791
10,5	34450,5	219,9	0,31651	0,22628932	160,283	43,5	-1,29697988
11	36091	216,65	0,297076	0,20429003	177,543	40,8	-1,45844255

Es ergibt sich folgende Tabelle, in welcher schon die mögliche Steigrate mit aufgeführt ist, auf deren Berechnung später eingegangen wird.

5.3.7 Entwurfsdiagramm

Die Forderungen werden nun in das Auslegungsdiagramm eingetragen.

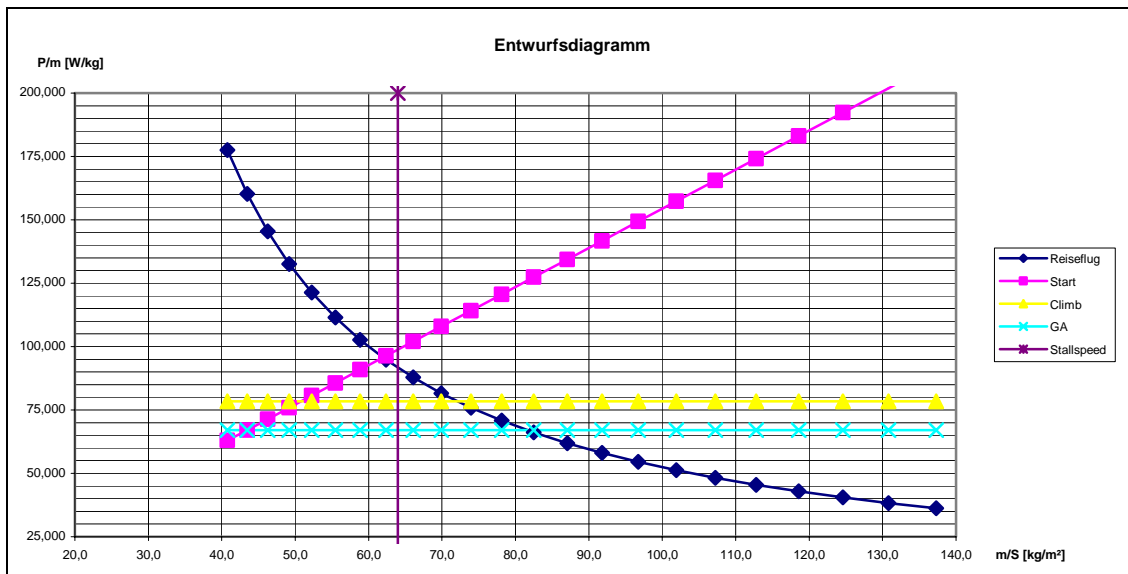


Abbildung 3 Entwurfsdiagramm DV-20

Als Designpunkt kann hier etwa der Schnitt zwischen dem Reiseflug und dem Steigflug identifiziert werden. Das ergibt folgende Designwerte:

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = 96 \frac{\text{W}}{\text{kg}}$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = 62,5 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

5.3.8 Ermittlung der Reiseflughöhe

Für die Ermittlung der maximalen Reiseflughöhe wird mit dem aus der Dimensionierung gewonnenem Leistungsgewichtsverhältnis für jede Höhe die mögliche Steigrate im Reiseflug errechnet. Die Höhe in der die Steigrate zu null wird ist die maximale Reiseflughöhe. Mit folgenden Formeln wird die Steigrate ermittelt und in **(Tabelle 15)** eingetragen.

$$\frac{P_s}{P_{S,TO}} = \sigma \cdot (1 + c_h) - c_h \quad \text{mit } c_h = 0,132$$

$$ROC = \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \cdot \frac{\eta_{P,CR}}{g} \cdot \frac{P_s}{P_{S,TO}} - \frac{V_{CR}}{E}$$

Die maximale Reiseflughöhe der DV-20 liegt also bei: 7000m

5.3.9 Kraftstoffmassenanteil

Für die Ermittlung des Kraftstoffmassenanteils nach Breguet wird der spezifische Kraftstoffverbrauch, der Propellerwirkungsgrad, die Gleitzahl und die Reichweite benötigt. Da von der DV-20 keine Reichweite angegeben ist sondern nur die Höchstflugdauer, wird damit wie bei dem Warteflug gerechnet.

$$t_{MF} = 299 \text{ min} + 30 \text{ min}_{res}$$

$$\eta_{P,CR} = 0,8$$

$$E = 20$$

$$SFC_{P,CR} = 6,8 \cdot 10^{-8} \frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{m}}$$

$$SFC_{P,Loi} = 8,5 \cdot 10^{-8} \frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{m}}$$

$$B_{S,P;CR} = \frac{\eta_{p,cr} \cdot E}{SFC_p \cdot g} = \frac{0,8 \cdot 20}{6,8 \cdot 10^{-8} \frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{m}} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} = 94047246 \text{ m}$$

$$B_t = \frac{B_S}{V} = \frac{94047246 \text{ m}}{59,16 \frac{\text{m}}{\text{s}}} = 1589807 \text{ s}$$

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{11940 \text{ s}}{1589807 \text{ s}}} = 0,959$$

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

$$M_{ff,std} = 0,998 \cdot 0,998 \cdot 0,959 \cdot 0,995 \cdot 0,995 = 0,942$$

$$M_{ff,Res} = e^{-\frac{1800 \text{ s}}{1589807 \text{ s}}} = 0,994$$

$$M_{ff} = M_{ff, std} \cdot M_{ff, res} = 0,942 \cdot 0,994 = 0,936$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff} = 1 - 0,936 = 0,064$$

5.3.10 Betriebsleermassenanteil

Der Betriebsleermassenanteil ist hier aufgrund der Herstellerangaben durch den Leermassenanteil ersetzt. Er wird in der Beispielrechnung direkt aus der Leermasse und dem maximalen Abflugmasse gebildet. Dadurch muss die Masse des Pilot später bei der Nutzlast berücksichtigt werden.

$$\frac{m_E}{m_{MTO}} = \frac{513kg}{730kg} = 0,703$$

5.3.11 Nutzlast

Bei der Berechnung der Nutzlast wird genau wie im Kapitel 3.2.10 vorgegangen. Das Gewicht pro Person wird hier mit nur 85 kg angenommen, da es sich ein VLA handelt und die Besatzung nicht soviel Gepäck mit sich führt. Wie in Kapitel 5.2.9 erwähnt, muss hier die Masse der Crew Berücksichtigung finden.

$$m_{pl} = n_{seat} \cdot m_{pax, ges} + n_{Crew} \cdot m_{pax, ges} + m_{cargo} = 1 \cdot 85kg + 1 \cdot 85kg = 170kg$$

5.3.12 Entwurfsparameter

$$\text{Maximale Abflugmasse: } m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_E}{m_{MTO}}} = 728kg$$

$$\text{Maximale Landemasse: } m_{PL} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 728kg$$

$$\text{Leermasse: } m_E = m_{MTO} \cdot \frac{m_E}{m_{MTO}} = 512kg$$

$$\text{Flügelfläche: } S_W = m_{MTO} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_W} = 11,65m^2$$

$$\text{Leistung (gesamt): } P_{S,TO} = m_{MTO} \cdot \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = 69916W$$

$$\text{Leistung (ein Triebwerk): } P_{S,TO,E} = \frac{P_{S,TO}}{n_E} = 69916W \approx 70kW$$

$$\text{Erforderliche Kraftstoffmasse } m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot \frac{m_F}{m_{MTO}} = 49kg$$

Die Masse des gesamten erforderlichen Kraftstoffs errechnet sich dann so:

$$m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot (1 - M_{ff,ES} \cdot M_{ff,T} \cdot M_{ff}) = 728kg \cdot (1 - 0,998 \cdot 0,998 \cdot 0,936) = 49,32kg$$

Das erforderliche Tankvolumen entspricht dann:

$$V_{F,erf} = \frac{m_{F,erf}}{\rho_F} = \frac{261kg}{800 \frac{kg}{m^3}} = 0,326m^3$$

Die maximale Landemasse des Flugzeuges muss mindestens so groß sein wie das Flugzeuggewicht bei maximaler Zuladung mit dem Kraftstoff für die geforderte Reserve. Also:

Da die maximale Landemasse gleich der maximalen Abflugmasse ist, kann diese Überprüfung entfallen. Es muss aber hier noch überprüft werden ob die maximale Abflugmasse keiner als 750kg ist.

$$728kg \leq 750kg$$

5.4 Vergleich und Bewertung

Parameter	Original	Rechnung	Abeichung
Spannweite $B [m]$	10,78	10,79	<1%
Flügelfläche $S [m^2]$	11,6	11,65	<1%
maximale Abflugmasse $m_{MTO} [kg]$	730	728	<1%
Leermasse $m_E [kg]$	514	512	<1%
Flächenbelastung $m_{MTO}/S_W = \left[\frac{kg}{m^2} \right]$	62,9	62,5	1%
Leistungsgewichtsverhältnis $P_{S,TO}/m_{MTO} \left[\frac{W}{kg} \right]$	100	96	4%
Kraftstoffmasse $m_F [kg]$	55	49	10%

Die errechneten Werte des Entwurfs liegen fast überall sehr nahe bei denen des echten Flugzeugs. Nur die Kraftstoffmasse weicht etwas ab. Mit diesen Werten kann aber schon gut gearbeitet werden. Das zeigt, dass die Methode auch hier funktioniert.

6 Zusammenfassung

Abschließend kann festgestellt werden, dass die Auslegungsmethode hinreichend genau funktioniert. Das Hauptaugenmerk dieser Arbeit wurde auf die physikalische Umsetzung sowie die Anpassung der Entwurfsanforderungen an die Zulassungsvorschriften gelegt. Weniger wurde darauf geachtet, die einzelnen Faktoren an die Flugzeuggröße anzupassen. Der statistische Aufwand dahinter hätte vermutlich einen genügenden Umfang für eine eigene Arbeit.

Mit genaueren Faktoren lassen sich nicht nur gültige Entwürfe finden, sondern auch optimale Entwürfe.

Hier ist also noch Arbeit zu investieren, die den Rahmen dieser Arbeit gesprengt hätte.

Literaturverzeichnis

- [CS 25] EASA Certification Specifications for Large Aeroplanes
- [CS 23] EASA Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes
- [CS VLA] EASA Certification Specifications For Very Light Aeroplanes
- [DV-20 Flight Manual] Diamond Aircraft: Airplane Flight Manual DV 20 with Rotax 912 S, Diamond Aircraft Industries GMBH, WR. Neustadt, Austria 12.10.1999
- [JANE'S 01/02] *Jane's all the World's Aircraft*, Jane's Information Group Limited, Sentinel House, 163 Brighton Road, Coulsdon, Surrey CR5 2NH, UK
- [LOFTIN 80] LOFTIN, L.K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance*, NASA Reference Publication 1060, 1980
- [Markwardt 98] MARCKWARDT, K.: *Unterlagen zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1998
- [Raymer] Raymer, H.P.: *Airplane Design. A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington, DC.:AIAA, 1998
- [ROSKAM I] ROSKAM, J.: *Airplane Design. Bd. 1: Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa, Kansas, 1989
- [SCHOLZ 99] SCHOLZ, D.: *Flugzeugentwurf*. Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1999
- [University of Limerick] University of Limerick: Lecture Notes Flight Mechanics Course ME 4726 by Trevor Young 2001
- [JANE'S 01/02] *Jane's all the World's Aircraft*, Jane's Information Group Limited, Sentinel House, 163 Brighton Road, Coulsdon, Surrey CR5 2NH, UK
- [LOFTIN 80] LOFTIN, L.K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance*, NASA Reference Publication 1060, 1980