

fachhochschule hamburg

FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK

Studiengang Flugzeugbau

Berliner Tor 5

D - 20099 Hamburg

theoretische Arbeit

- Flugzeugbau -

Vergleich Verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf

- Flügel, Leitwerk, Einsatzrüstung -

Verfasser: Eurico Fernandes

Abgabedatum: 08.01.00

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

Kurzreferat

In der vorliegenden Studienarbeit werden aus der Literatur bekannte Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf dargelegt. Gegenstand der Arbeit sind dabei die Massen von Flügel, Höhenleitwerk, Seitenleitwerk und der Einsatzrüstung. Die Verfahren werden angewandt zur Abschätzung der entsprechenden Massen des Airbus A320 und A340. Die abgeschätzten Massen des Flügels, des Höhen- und Seitenleitwerks werden in Diagrammen veranschaulicht und mit den tatsächlichen Massen der Flugzeuge verglichen. Aus diesem Vergleich werden dann erste Aussagen zur Brauchbarkeit der einzelnen Prognoseverfahren abgeleitet.



Vergleich verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf

- Flügel, Leitwerk, Einsatzrüstung

Theoretische Arbeit nach § 11 (3) Ziffer 6 der Prüfungsordnung

Hintergrund

In der Literatur werden verschiedene Ansätze vorgestellt, um die Masse von Flugzeugbaugruppen wie z.B. Flügel, Rumpf, Höhenleitwerk, Seitenleitwerk, Fahrwerk und Triebwerk abzuschätzen.

Aufgabe

Am Beispiel ausgewählter Passagierflugzeuge sollen die Massen der Baugruppen (bzw. Massen-
gruppen)

- Flügel,
- Höhenleitwerk,
- Seitenleitwerk,
- Einsatzrüstung

mit Hilfe unterschiedlicher Verfahren zur Masseprognose ermittelt und verglichen werden. Die so an konkreten Flugzeugen gewonnenen ersten Erkenntnisse sollen verallgemeinert werden. Dabei sollen gegebenenfalls auch die tatsächlichen Massen der Baugruppen von Passagierflugzeugen herangezogen werden.

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

Inhaltsverzeichnis

	Seite
Liste der Formelzeichen	5
1 Einleitung	7
2 Flügelmasse	9
2.1 Gleichungen nach Torenbeek.....	9
2.2 Gleichungen nach Marckwardt	12
2.3 Gleichungen nach Schöffel-Sanders	16
2.4 Gleichungen nach Driggs	17
2.5 Gleichungen aus Roskam.....	18
2.6 Gleichungen nach Boeing.....	23
2.7 Gleichungen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch.....	24
2.8 Gleichungen der Society of Allied Weight Engineers.....	29
3 Höhen- und Seitenleitwerksmasse	35
3.1 Gleichungen nach Torenbeek.....	35
3.2 Gleichungen nach Marckwardt.....	37
3.3 Gleichungen aus Roskam.....	41
3.4 Gleichungen nach Boeing.....	49
3.5 Gleichungen aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch.....	50
3.6 Gleichungen der Society of Allied Weight Engineers.....	57
4 Einsatzausstattungsmasse	69
4.1 Gleichungen nach Torenbeek	69
4.2 Gleichungen nach Boeing.....	74
5 Zusammenfassung	80
Literaturverzeichnis	81
Anhang A Flugzeugdaten	82
Anhang B Boeing- Diagramme	88

Liste der Formelzeichen

A	Streckung (aspect ratio)
b	Spannweite
b_s	Strukturelle Spannweite
BF	Reichweitenfaktor (Breguet factor)
c	Profiltiefe (chord) <i>oder</i> Beiwert eines Profils
c_a	mittlere aerodynamische Flügeltiefe (mean aerodynamic chord)
g	Erdbeschleunigung
h	1.) Flughöhe; 2.) Höhe
m_F	Kraftstoffmasse (fuel mass)
m_{MF}	maximale Kraftstoffmasse
m_{MTO}	maximale Startmasse (maximum take-off mass)
m_{MZF}	maximale Leertankmasse (maximum zero fuel mass)
m_{xxx}	weitere Massebezeichnungen (xxx ist Platzhalter) <ul style="list-style-type: none"> • entsprechend der Gewichtsbezeichnung nach [ATA 100] (siehe Anhang A). Z. B.: $m_{TOW} \Rightarrow m_{MTO}$ ist maximale Abflugmasse. • entsprechend der Masse zu Beginn der Flugphase (siehe 'Indizes'). Z. B.: $()_T \Rightarrow m_T$ Masse des A/C auf dem Vorfeld vor dem Rollen (taxi) zum Start.
m / S_W	Flächenbelastung (allgemein)
m_{TO} / S_W	Flächenbelastung (Standardangabe: bei MTOW)
M	Machzahl <i>oder</i> Moment um die Querachse
n	Lastvielfaches <i>oder</i> Anzahl
n_{lim}	sicheres Lastvielfaches (limit load factor)
n_{ult}	Bruchlastfaktor (ultimate load factor)
q	Staudruck
R	Reichweite (range)
S	Fläche (surface area)
S_{ref}	Referenzfläche
t	Profildicke (thickness)
t / c	relative Profildicke
V	Fluggeschwindigkeit (velocity)
V_D	Sturzfluggeschwindigkeit (dive speed)
w	Breite (width)

Griechische Formelzeichen

φ	Pfeilung (in amerikanischer Literatur: Λ)
λ	Zuspitzung

Indizes

CABIN	Kabine
CARGO	Frachtraum
F	Kraftstoff (fuel) oder Rumpf (fuselage)
H	Höhenleitwerk (horizontal tail)
max	maximaler Wert
MAC	mittlere aerodynamische Flügeltiefe, Tiefenlinie (mean aerodynamic chord)
MTO	maximale Startmasse (maximum take off weight)
OE	Leermasse (operating empty)
V	Seitenleitwerk (vertical tail)
W	Tragfläche (Wing)

1 Einleitung

In dieser Studienarbeit werden, am Beispiel ausgewählter Passagierflugzeuge, die Massen der Baugruppen (bzw. Massengruppen) mit Hilfe unterschiedlicher Verfahren zur Masseprognose ermittelt und verglichen. Dabei werden auch die tatsächlichen Massen der Baugruppen von Passagierflugzeugen herangezogen. Hierin sind die einzelnen Massen der Baugruppen auf Abweichungen zur realen Massen für unterschiedliche Flugzeugmuster untersucht worden. Wie genau oder ungenau die Berechnungen tatsächlich sind, ist in den folgenden Abschnitten zusammenfassend dargestellt.

1.1 Aufbau und Ziel der Arbeit

- Der Hauptteil der Arbeit enthält **die abstrakten Ausführungen** zum Thema:

Abschnitt 2 enthält ein Überblick über die unterschiedliche Verfahren bei der Berechnung der Flügelmasse. Die gerechneten Massen werden in Diagrammen veranschaulicht.

Abschnitt 3 behandelt die unterschiedlichen Verfahren bei der Berechnung des Höhenleitwerks und Seitenleitwerks. Sowie bei den Flügelmassen werden hier auch die gerechnete Massen in Diagrammen veranschaulicht.

Abschnitt 4 behandelt zwei unterschiedliche Verfahren, nämlich das verfahren nach Torenbeek und das Verfahren nach Boeing.

Anhang A enthält die Flugzeugdaten (hier befinden sich sämtliche Flugzeugparametern)

Anhang B enthält die Boeing- Diagramme

Ziel der Arbeit ist die Ermittlung der Massen der Flugzeugbaugruppen mit Hilfe unterschiedlicher Verfahren (wie z.B. nach Torenbeek, nach Boeing oder nach Roy Staton). Diese Verfahren werden anschließend miteinander verglichen. Somit kann man die unterschiedliche Verfahren besser beurteilen. Die gerechnete Massen werden in Diagrammen veranschaulicht .

Dabei werden drei Flugzeugmuster berücksichtigt:

- A340-300
- A320-200
- A320-100

1.3 Literaturübersicht

Literatur für die Datensammlung

Als eine gute Datensammlung ist die Homepage der **Uni-Würzburg** zu nennen. Die Homepage der Dasa ist nicht hilfreich, da hier nur wenige Daten zu finden sind.

Als dritte Quelle ist das Buch "Am Start moderne Verkehrsflugzeuge & Business Jets" von **Kreuzer 1999** für diejenigen zu empfehlen, die sich einen kurzen Überblick der zur Zeit als *modern* bezeichneten Flugzeuge verschaffen wollen. Hier sind nur grundsätzliche Daten verzeichnet. Hier wird neben dem Entwicklungsgrund und einer kurzen Beschreibung ein Farbbild von jedem Flugzeug gezeigt.

Viele Daten dieser Studienarbeit sind aus dem Werk "Jane's all the world aircraft" entnommen. Dieses Werk besitzt Daten aus allen Flugzeugen der Welt. Die in dieser Arbeit verwendeten Daten sind größtenteils **Jane's 1992/1993** entnommen. Das Werk erscheint alle zwei Jahre in einer Neuauflage mit allen neu entwickelten Flugzeugen. Die dabei zur Verfügung stehenden Daten und Informationen zu den Flugzeugsystemen sind zahlreich und übersichtlich. Bei älteren Flugzeugtypen wird auf die vorherigen Jahrgänge des Buches verwiesen.

Literatur für den Flugzeugentwurf

Neben dem "Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf" von **Scholz 1998** und den "Unterlagen zur Vorlesung Flugzeugentwurf" von **Marckwardt 1997**, werden hier folgende Bücher verwendet: Als erstes wird das Buch "Synthesis of Subsonic Airplane Design" von **Torenbeek 1988**, dann das Buch "Airplane Design" von Roskam V, wo man lediglich Gleichungen aus anderen Quellen findet.

Folgende Unterlagen wurden noch verwendet: Unterlagen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch Band: Gewichte, dem "Introduction to Aircraft weight Engineering" von **Roy N. Staton 1996** und zum Schluß die Unterlagen von **Boeing 1968**.

2 Flügelmasse

2.1 Gleichungen nach Torenbeek

TORENBEEK bezieht seine Daten aus einer großen Zahl verschiedener Veröffentlichungen. Insbesondere wurden Veröffentlichungen der International Society of Allied Weight genutzt. In dieser Studienarbeit werden aus **Torenbeek 1988** nur die wichtigsten Gleichungen mit einem Schwerpunkt bei den Transportflugzeuge wiedergegeben.

Die Gleichungen zur Berechnung der Flügelmasse benötigen einige Eingangsparameter, die hier definiert werden. Als erstes der Referenzwert:

$$b_{ref} = 1.905 \text{ m} \quad . \quad (2.1)$$

Die strukturelle Spannweite (structural span) ist:

$$b_s = \frac{b}{\cos \mathbf{j}_{50}} \quad \text{mit } \cos \mathbf{j}_{50} \text{ nach Gleichung (1.3) aus } \mathbf{j}_{25} \quad (2.2)$$

$\cos \varphi_{50}$ ist nach untenstehender Formel von, **Marckwardt 97**, zu ermitteln

$$\cos \mathbf{j}_{50} = \cos \mathbf{j}_{25} \cdot \left(1 + \frac{1}{2 \cdot A} \cdot \frac{1 - I}{1 + I} \cdot \sin 2\mathbf{j}_{25} \right) \quad (2.3)$$

Der Bruchlastfaktor (ultimate load factor) ist :

$$n_{ult} \approx 1.5 \cdot n_{lim} \quad . \quad (2.4)$$

Das sichere Lastvielfache (limit load factor) n_{lim} folgt aus JAR-23 bzw. JAR-25:

JAR 23.337	Limit manoeuvring load factors
(a)	The positive limit manoeuvring load factor may not be less than-
(1)	$2.1 + \left(\frac{24000}{W + 10000} \right)$ for normal and commuter category aeroplanes (where W = design maximum take-off weight lb), except that n need not be more than 3.8;
(2)	4.4 for utility category aeroplanes or
(3)	6.0 for aerobatic category aeroplanes

JAR 25.337	Limit manoeuvring load factors
(b)	The positive limit manoeuvring load factor 'n' for any speed up to VD may not be less than $2.1 + \left(\frac{24000}{W + 10000} \right)$ except that 'n' may not be less than 2.5 and need not be greater than 3.8. where 'W' is the design maximum take-off weight (lb).

Das bedeutet für *normal* und *commuter category aeroplanes* nach JAR-23 sowie für Flugzeuge nach JAR-25 :

$m_{MTO} \leq 1868 \text{ kg}$	\Rightarrow	$n_{lim} = 3.8$	
$1868 \text{ kg} < m_{MTO} < 22680 \text{ kg}$	\Rightarrow	$n_{lim} = 2.1 + \frac{24000}{2.205 \cdot m_{MTO} [\text{kg}] + 10000}$	(2.5)
$m_{MTO} \geq 22680 \text{ kg}$	\Rightarrow	$n_{lim} = 2.5$	

Mit diesen Parametern lässt sich die **Flügelmasse für Flugzeuge mit MTOW $\leq 5700 \text{ kg}$** so berechnen

$\frac{m_w}{m_{MTO}} = 4.90 \cdot 10^{-3} \cdot b_s^{0.75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}} \right) \cdot n_{ult}^{0.55} \cdot \left[\frac{b_s / t_r}{m_{MTO} / S_w} \right]^{0.30}$	(2.6)
--	---------

Die Flügelmasse für Flugzeuge mit MTOW > 5700 kg

$$\frac{m_W}{m_{MZF}} = 6.67 \cdot 10^{-3} \cdot b_s^{0.75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}} \right) \cdot n_{ult}^{0.55} \cdot \left[\frac{b_s / t_r}{m_{MZF} / S_W} \right]^{0.30} \quad (2.7)$$

Tabelle 2.1: Flügelmassen nach Gl. (2.7)

Flugzeuge	m_{MZF} [kg] *	n_{ult}	S_W [m ²] *	b_s/t_r	b_s [m]	Flügelmasse
A340-300	180000	3,75	361,6	40	67,71	32.133,33 kg
A320-200	61000	3,75	122,5	40	36,79	7.243,31 kg
A320-100	57000	3,75	122,5	40	36,59	6.881,79 kg

* Daten nach Airbus

Die Gleichungen zur Berechnung der Flügelmasse beinhalten das Hochauftriebssystem und Querruder. Es wird angenommen, daß zwar das Fahrwerk am Flügel befestigt ist, Triebwerke aber nicht am Flügel befestigt sind. Folgende **Korrekturen** sind nötig:

- +2% für ein Flügel mit Spoilern,
- 5% für 2 Triebwerke am Flügel,
- 10% für 4 Triebwerke am Flügel,
- 5% wenn das Fahrwerk nicht am 0 Flügel angebracht ist,
- 30% wenn der Flügel abgestützt ist (braced Wing); die Flügelmasse enthält dann auch die Masse der Strebe, die etwa 10% der Flügelmasse ausmacht .

- m_W Flügelmasse (wing mass) in **kg**,
- b_s strukturelle Spannweite (structural span) in **m**,
- t_r Profildicke der Flügelwurzel -Profildicke nahe am Rumpf (thickness, root) in **m**,
- S_W Flügelfläche (wing area) in **m²**,
- m_{MTO} maximale Startmasse (maximum take-off mass) in **kg**,
- m_{MZF} maximale Leertankmasse (maximum zero fuel mass) in **kg**.

Die relative Flügelmasse steigt mit dem Verhältnis aus struktureller Spannweite. Typische Werte sind :

- $b_s / t_r = 40$ für freitragende Flügel (cantilever wing),

$b_s / t_r = 70$ für abgestützte Flügel (braced wing).

- Soll eine bestimmte Flugzeugmasse durch den Flügel getragen werden, so sinkt die relative Flügelmasse, wenn eine kleine Flügelfläche S_w gewählt wird und damit eine große Flächenbelastung m_{MTO}/S_w bzw. m_{MZF}/S_w .
- Die relative Flügelmasse steigt mit der strukturellen Spannweite b_s - also bei konstanter Streckung und Pfeilung mit der Größe des Flugzeugs.
- Die relative Flügelmasse steigt mit dem Lastvielfachen n .
- Der Einfluß der Zuspitzung λ ist in den Gleichungen (siehe letzte Seite) nicht berücksichtigt. Entsprechende andere Gleichungen aus z.B. **Roskam V** zeigen, daß die relative Flügelmasse mit zunehmendem λ steigt.

2.2 Gleichungen nach Marckwardt

Voraussetzung für alle Verfahren :

Einheiten : Massen in [kg] ,Längen in [m] , Flächen in [m²], Bemessungsgeschwindigkeiten in [m/s]
EAS

Liste der Formelzeichen

BF	Beanspruchungsfaktor
m_A	Abflugmasse [kg]
n_{Br}	Bruchlastfaktor
V_c	Reisegeschwindigkeit [m/s]
V_D	Sturzflugeschwindigkeit (dive speed) [m/s]
b	Spannweite [m]

Griechische Formelzeichen

φ	Pfeilung (in amerikanischer Literatur: Λ)
λ	Zuspitzung

$\cos \varphi_{50}$ ist nach untenstehender Formel von, **Marckwardt 97**, zu ermitteln

$$\cos \mathbf{j}_{50} = \cos \mathbf{j}_{25} \cdot \left(1 + \frac{1}{2 \cdot \Lambda} \cdot \frac{1-I}{1+I} \cdot \sin 2\mathbf{j}_{25} \right) \quad (2.8)$$

Beanspruchungsfaktor, abhängig von der Entwurfsreichweite, d.h. je größer die Reichweite ist desto kleiner ist der Beanspruchungsfaktor.

$$BF = 1.118 - 0.0182 \cdot \frac{R}{1000} \quad R[Km] \quad (2.9)$$

Tabelle 2.2: Beanspruchungsfaktor nach **Gl. (2.9)** in Abhängigkeit der Reichweite

Flugzeuge	R[km] *	BF
A340-300	13500	0,8723
A320-200	5830	1,0119
A320-100	3450	1,0552

* Angaben nach Airbus

Bruchlastfaktor aus Manöver- oder aus Böenfällen lässt sich nach der Gleichung (2.10) ausrechnen. Für die Abschätzung des maximalen Böenlastfaktors bei Strahlflugzeugen ist:

$$n_{Br} = 1.5 \cdot \left[1 + 0.75 \cdot \frac{V_c}{m_A / S} \cdot \frac{dC_A}{da} \right] \quad (2.10)$$

Der Auftriebsgradient kann nach **Gleichung (2.11)** berechnet werden :

$$\frac{dC_A}{da} = \frac{2 \cdot \Pi \cdot \Lambda}{2 + \sqrt{4 + \Lambda^2 \cdot \left(\frac{1}{(\cos \mathbf{j}_{0.25})^2} - M^2 \right)}} \quad (2.11)$$

und $V_D = V_C + 30[m/s] \quad (2.12)$

$$V_c = 217[m/s] \cdot M_{M0} \quad (2.13)$$

Unten sind Angaben zu den Korrekturen der Flügelmasse:

+2%	Für Spoiler und Bremsklappen
-5%	zwei Triebwerke am Flügel
-10%	vier Triebwerke am Flügel
-5%	Fahrwerk nicht am Flügel

2.2.1 Verfahren für die Flügelmasseermittlung nach [Marckwardt] basiert auf Daten aus [Torenbeek]

Die Flügelmasse ist dann aus dieser Gleichung zu berechnen :

Unten ist, Gleichung (2.14), ein verfahren nach **Marckwardt** basiert auf Daten aus **[Torenbeek]**. Im Buch von Torenbeek selbst, siehe **Gl.(2.7)**, ist eine ähnliche Gleichung zu finden. Diese zwei Gleichungen unterscheiden sich voneinander bei folgende Punkte:

- Bei der unten stehenden Gleichung sind Parametern wie z.B., Beanspruchungsfaktor, Flügelstreckung, Zuspitzung, und die Abflugmasse berücksichtigt worden. Das ist nicht der Fall bei der Gl.(2.7). In der Gl.(2.7) ist z.B. die maximale Leertankmasse statt Abflugmasse vorhanden. Ansonsten handelt es sich hier nur um die Umformungen wie z.B., hier steht $(b/\cos \varphi_{50})$ für b_s .

$$\frac{m_F}{m_A} = 0.005 \cdot BF \cdot \left(\frac{b}{\cos j_{50}} \right)^{0.75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{1.905}{b/\cos j_{50}}} \right) \cdot n_{Br}^{0.55} \cdot \left[\frac{\Lambda \cdot (1+I)}{\frac{d_i \cdot \cos j_{50}}{m_A / S}} \right]^{0.3} \quad (2.14)$$

Tabelle 2.3: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse

Flugzeuge	m_A [kg] *	n_{Br}	λ *	Λ *	m_A/S [kg/m ²] *
A340-300	275000	3,070	0,29	9,26	67,71
A320-200	77000	3,547	0,29	9,49	36,79
A320-100	66000	3,779	0,29	9,49	36,59

Tabelle 2.4: Flügelmasse nach Gl. (2.14)

Flugzeuge	BF	b (Spannweite) [m] *	Cos φ_{50}	Flügelmasse
A340-300	0,8723	58	0,89056	30.022,26 kg
A320-200	1,0119	34,09	0,92672	7.461,90 kg
A320-100	1,0552	33,91	0,92672	7.106,87 kg

* Daten nach Airbus

(4) aus der Zeichnung abgelesen

2.2.2 Statistikgleichung nach [Marckwardt 97]

$$\frac{m_F}{m_A} = 0.163 \cdot m_A^{0.147} \cdot \left(\frac{m_A}{S} \right)^{-0.547} \cdot (1 + \cos \mathbf{j}_{25})^{-0.891} \cdot \Lambda^{0.265} \cdot \mathbf{d}_i^{-0.252} \cdot V_D^{0.165} \quad (2.15)$$

Tabelle 2.5: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse

Flugzeuge	m_A [kg] *	n_{Br}	δ_i	Λ *	m_A/S [kg/m ²] *
A340-300	275000	3,070	0,174	9,26	67,71
A320-200	77000	3,547	0,194	9,49	36,79
A320-100	66000	3,779	0,194	9,49	36,59

* Daten nach Airbus

δ_i wurde aus der Zeichnung abgelesen.

Tabelle 2.6: Flügelmasse nach Gl. (2.14)

Flugzeuge	V_D [m/s]	Cos φ_{25}	Flügelmasse
A340-300	207,94	0,86833	28.743,30 kg
A320-200	203,6	0,90660	7.294,05 kg
A320-100	203,6	0,90660	6.481,12 kg

2.3 Gleichungen nach Schöffel-Sanders

Für die Berechnung der Flügelmasse, wird folgende Eingangsgröße benötigt:

$$\text{mit } f(d_i) = -2.1 + 154 \cdot d_i - 344 \cdot d_i^2 \quad (2.16)$$

Tabelle 2.7: $f(\delta_i)$ nach Gl. (2.14) in Abhängigkeit der Relativeprofildicke (innen).
 δ_i nach **Kreuzer 1999**

Flugzeuge	δ_i (4)	$F(\delta_i)$
A340-300	0,174	14,2811
A320-200	0,194	14,8292
A320-100	0,194	14,8292

Die Flügelmasse ist dann aus dieser Gleichung zu berechnen :

$$\frac{m_F}{m_A} = 0.018 \cdot BF \cdot m_A^{0.39} \cdot \left(1.1 + \frac{I}{2}\right)^{0.695} \cdot \left(\frac{\Lambda}{\cos j_{25}}\right)^{1.043} \cdot \left[\frac{n_{Br} + \frac{0.74}{n_{Br}^2} \cdot \left(\frac{V_c}{100}\right)^4}{\frac{m_A}{S} \cdot f(d_i)} \right]^{0.695} \quad (2.17)$$

Tabelle 2.8: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse nach Gl. (2.17)

Flugzeuge	m_A [kg]	n_{Br}	λ	Λ	m_A/S [kg/m ²]	V_c [m/s]
A340-300	275000	3,070	0,29	9,26	67,71	177,94
A320-200	77000	3,547	0,29	9,49	36,79	173,6
A320-100	66000	3,779	0,29	9,49	36,59	173,6

Tabelle 2.9: Flügelmasse nach Gl. (2.17)

Flugzeuge	BF	$\cos \varphi_{25}$	$f(\delta_i)$	Flügelmasse
A340-300	0,8723	0,86833	14,2810	31.419,73 kg
A320-200	1,0119	0,90660	14,8292	7.282,17 kg

A320-100	1,0552	0,90660	14,8292	6.791,44 kg
----------	--------	---------	---------	-------------

2.4 Gleichungen nach Driggs

Für die Berechnung der Flügelmasse, wird folgende Eingangsgröße benötigt:

$$\text{mit} \quad Y_0 = \frac{0,938}{(I + 2,18) \cdot \left(\frac{d_a}{d_i} + 2,18\right)} \quad (2.18)$$

Tabelle 2.10: Y_0 nach Gl. (2.18) in Abhängigkeit der Relativeprofilicke

Flugzeuge	δ_i (4)	δ_a (4)	λ	Y_0
A340-300	0,174	0,092	0,29	0,14020
A320-200	0,194	0,158	0,29	0,12682
A320-100	0,194	0,158	0,29	0,12682

(4) aus der Zeichnung abgelesen

Die Flügelmasse wird nach der Gleichung (2.19) gerechnet:

$$\frac{m_F}{m_A} = BF \cdot 0,0008 \cdot n_{Br} \cdot \sqrt{\frac{\Lambda}{\frac{m_A}{S}}} \cdot m_A^{0,28} \cdot \left(\frac{4,95}{\cos j_{25}} + \frac{1+I}{2 \cdot d_i} \cdot \frac{Y_0 \cdot \Lambda}{\cos^2 j_{25}} \right) \quad (2.19)$$

Tabelle 2.11: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse:

Flugzeuge	m_A [kg]	n_{Br}	λ	Λ	m_A/S [kg/m ²]	$\text{Cos } \varphi_{25}$
A340-300	275000	3,070	0,29	9,26	67,71	0,86833
A320-200	77000	3,547	0,29	9,49	36,79	0,90660
A320-100	66000	3,779	0,29	9,49	36,59	0,90660

Tabelle 2.12: Flügelmasse nach der Gl. (2.17)

Flugzeuge	BF	Flügelmasse
A340-300	0,8723	26.181,10 kg
A320-200	1,0119	6.705,81 kg

A320-100	1,0552	6.452,45 kg
----------	--------	-------------

2.5 Gleichungen aus Roskam

Liste der Formelzeichen zu Roskam

Symbol	Definition
A	Streckung
b	Spannweite [ft]
M	Machzahl
n	Lastfaktor
q	Dynamischer Druck [psf]
S	Flügelfläche [ft²]
t/c	Relative Profildicke
t _r	Profildicke (Wurzel) [ft]
t _t	Profildicke (Spitze) [ft]
V	Fluggeschwindigkeit [kts]
V _C	Reisegeschwindigkeit [kts]
V _D	Sturzfluggeschwindigkeit [kts]
V _H	Maximal Fluggeschwindigkeit(level speed at sealevel) [kts]
W	Masse [lbs]
Z _h	Abstand von Seitenleitwerkswurzel bis zu dem Punkt wo das Höhenleitwerk am Seitenleitwerk montiert ist [ft]
λ	Zuspitzung
Λ _n	n-Pfeilung

2.5.1 Allgemeine Flugzeuge (General Aviation Airplanes)

2.5.1.1 Verfahren von Cessna aus Roskam V

Nur für **kleine Flugzeuge** (Flugzeuge mit niedriger Leistung) mit einer maximalen Geschwindigkeit $V_{\max} < 200 \text{ Kts}$ (370 Km/h).

$$W_w = 0.04674 \cdot W_{TO}^{0.397} \cdot S^{0.360} \cdot n_{ult}^{0.397} \cdot A^{1.712} \quad (2.20)$$

Für freitragende Flügel (cantilever wings) :

Für abgestützte Flügel (braced wings) :

$$W_w = 0.002933 \cdot S^{1.018} \cdot A^{2.473} \cdot n_{ult}^{0.611} \quad (2.21)$$

Hierzu gibt es kein Beispiel, da die Formel nur für kleine Flugzeuge gilt.

2.5.1.2 Verfahren von USAF aus Roskam V

Die folgende Gleichung gilt für leichte Flugzeuge mit einer Geschwindigkeit von $V > 300 \text{ Kts}$ (555.6 Km/h).

$$W_w = 96.948 \cdot \left[\left(\frac{W_{TO} \cdot n_{ult}}{10^5} \right)^{0.65} \cdot \left(\frac{A}{\cos \Lambda_{1/4}} \right)^{0.57} \cdot \left(\frac{S}{100} \right)^{0.61} \cdot \left(\frac{1+I}{2} \cdot \left(\frac{t}{c} \right)_{\max} \right)^{0.36} \cdot \left(1 + \frac{V_H}{500} \right)^{0.5} \right]^{0.993} \quad (2.22)$$

Tabelle 2.13: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse

Flugzeuge	W _{TO} [lbs] *	n _{ult}	δ _i	Λ *	λ *
A340-300	606271	3,070	0,174	9,26	0,29
A320-200	169755	3,547	0,194	9,49	0,29
A320-100	145505	3,779	0,194	9,49	0,29

Tabelle 2.14: Flügelmasse nach Gl. (2.22)

Flugzeuge	V _H [kts]	Cos Λ _{1/4}	Flügelfläche [ft ²] *	Flügelmasse
A340-300	583,793	0,86833	3892,230	27.174,10 kg
A320-200	583,793	0,90660	1318,579	5.903,51 kg
A320-100	583,793	0,90660	1317,503	5.341,77 kg

* Daten nach Airbus

2.5.1.3 Modifiziertes Verfahren nach Torenbeek aus **Roskam V**

Die folgende Gleichung gilt auch für leichtes Transportflugzeug mit MTOW kleiner oder gleich 5700kg

$$W_w = 0.00125 \cdot W_{TO} \cdot \left(\frac{b}{\cos \Lambda_{1/2}} \right)^{0.75} \cdot \left[1 + \left(6.3 \cdot \frac{\cos \Lambda_{1/2}}{b} \right)^{1/2} \right] \cdot n_{ult}^{0.55} \cdot \left(b \cdot \frac{S}{t_r} \cdot W_{TO} \cdot \cos \Lambda_{1/2} \right)^{0.30} \quad (2.23)$$

2.5.2 Zivil-Transport-Flugzeuge (Commercial Transport Airplanes)

2.5.2.1 Verfahren von General Dynamics aus **Roskam V**

Parametern für die unten geschriebene Gleichung:

$$M_H = 0.4 \text{ bis } 0.8 \quad (t/c)_{\max} = 0.08 \text{ bis } 0.15 \quad \text{und } A = 4 \text{ bis } 12$$

$$W_w = \frac{0.00428 \cdot S^{0.48} \cdot A \cdot M_H^{0.43} \cdot (W_{TO} \cdot n_{ult})^{0.84} \cdot I^{0.14}}{\left(100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_m\right)^{0.76} \cdot (\cos \Lambda_{1/2})^{1.54}} \quad (2.24)$$

Tabelle 2.15: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse

Flugzeuge	W_{TO} [lbs] *	n_{ult}	δ_i	A *	λ *
A340-300	606271	3,070	0,174	9,26	0,29
A320-200	169755,9	3,547	0,194	9,49	0,29
A320-100	145505	3,779	0,194	9,49	0,29

Tabelle 2.16: Flügelmasse nach **Gl. (2.24)**

Flugzeuge	M_H *	$\cos \Lambda_{1/4}$	Flügelfläche [ft ²] *	Flügelmasse
A340-300	0,82	0,86833	3892,230	24.125,35 kg
A320-200	0,80	0,90660	1318,579	4.066,12 kg
A320-100	0,80	0,90660	1317,503	3.570,88 kg

* Daten nach Airbus

Die gerechnete Massen sind akzeptabel .

Hier wurden einige Parametern aus der Zeichnung abgelesen, deswegen sind Abweichungen bei den gerechneten Flügelmassen.

2.5.2.2 Modifiziertes Verfahren nach Torenbeek aus **Roskam V**

Die folgende Gleichung gilt auch für leichtes Transportflugzeug mit MTOW > oder = 5700kg

$$W_w = 0.0017 \cdot W_{MZF} \cdot \left(\frac{b}{\cos \Lambda_{1/2}} \right)^{0.75} \cdot \left[1 + \left(6.3 \cdot \frac{\cos \Lambda_{1/2}}{b} \right)^{1/2} \right] \cdot n_{ult}^{0.55} \cdot \left(b \cdot \frac{S}{t_r} \cdot W_{MZF} \cdot \cos \Lambda_{1/2} \right)^{0.30} \quad (2.25)$$

Zwischen dieser Gleichung (nach Torenbeek aus dem Buch von Roskam) und der vom Torenbeek selbst gibt es kaum Unterschiede. Einziger Unterschied liegt bei dem Vorfaktor, hier 0,0017, daß wegen der englischen Einheit Zustände kommt. Ansonsten geht es hier nur um Abweichung bei der Rundung.

Tabelle 2.17: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse

Flugzeuge	W_{MZF} [lbs] *	n_{ult}	b [ft] *	λ *
A340-300	396832	3,070	190	0,29
A320-200	134482	3,547	112	0,29
A320-100	125663	3,779	111	0,29

Tabelle 2.18: Flügelmasse nach **Gl. (2.25)**

Flugzeuge	t_r [ft]	$\cos \Lambda_{1/2}$	Flügelfläche [ft ²] *	Flügelmasse
A340-300	1,0	0,8906	3892,230	30.377,94 kg
A320-200	1,0	0,9267	1318,579	5.897,86 kg
A320-100	1,0	0,9267	1317,503	5.596,18 kg

* Daten nach Airbus

2.6 Boeing (Flügelmasse)

Laut **Boeing** kann die Flügelmasse nach folgender Formel gerechnet werden: Dabei ist Erstmals das „ f “ aus einem Diagramm abzulesen. Das Diagramm liegt leider nicht bei. Ohne das Diagramm konnte somit keine Flügelmasse ermittelt werden.

$$W_w = f \cdot \frac{W_G^{0.6} \cdot n_{ult} \cdot S^{0.8} \cdot A^{0.8} \cdot \sec \Lambda \cdot \left(1 - \frac{W_X}{W_A}\right)^{0.4} \cdot (1 + I)^{0.4} \cdot LGF \cdot 10^{-6}}{\left(\frac{t}{c}\right)_{SOB}^{0.4}} \quad (2.26)$$

$$W_X = W_{POWERPLANT} + W_{Fuel} \quad [\text{Lbs}]$$

LGF = Landing Gear Location Factor

0.95 Body mounted Gear

1.00 Wing mounted Gear

t/c = Thickness /chord W_G = Maximum Gross Weight - Flight [Lbs]

N = Ultimate Load Factor

Λ = Flügelpeilung (Wing sweepback 1/4 chord)

I = Zuspitzung (Taper Ratio tip chord/Root chord)

S = Flügelfläche (wing area) [Ft²]

2.7 Gleichungen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch

Liste der Formelzeichen zu LTH :

b	Spannweite	[m]
c	Beiwert	[-]
d	äquivalenter Durchmesser	[m]
δ	relative Profildicke	[%]
F	Bezugsfläche	[m ²]
$\varphi_{.25}$	Pfeilung bei 25% Tiefe	[°]
$\varphi_{.50}$	Pfeilung bei 50% Tiefe	[°]
l	Länge	[m]
Λ	Streckung	
λ	Zuspitzung	
Ma	Machzahl	
m	Masse	[Kg]
n	Lastvielfache	
q	Staudruck	[Kg/m ²]

INDEX :

A	Auftrieb
Br	Bruch
Crew	Besatzung
E	Entwurf
F	Flügelfläche
m	Masse
R	Rumpf
SCHW	Schwenklager
TR	Flügel
W	Wurzel

Starrflügler : FSCHW = 1.0

Für unsere Beispielflugzeuge ist FSCHW =1 zu nehmen.

Schwenkflügler :

$$FSCHW = \left(\frac{b_{SCHW} - d_R}{b_{absolut} - b_{SCHW}} \right)^{-0.0833} \quad (2.27)$$

2.7.1 Modifiziertes Verfahren nach General Dynamics aus „LTH“

Dieses verfahren hat nichts mit dem Verfahren, welches von Roskam beschrieben wurde, zu tun. Diese Gleichung ist ganz anders. Viele Parametern die hier sind, waren bei dem Verfahren, aus dem Buch von Roskam, nicht vorhanden.

Mit der Gleichung (2.28) wird die Flügelmasse ermittelt.

$$m_{TR} = FSCHW \cdot KF \cdot \left[KPL \cdot n_{Br} \cdot m_E \cdot 10^{-6} \cdot (1 + I)^2 \cdot F^{0.5} \cdot \Lambda^{1.5} \cdot \cos j_{0.25}^{-1} \cdot d_w^{-1} \right]^{EX} \quad (2.28)$$

Tabelle 2.19: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse

Flugzeuge	m_E [kg] *	n_{Br}	Flügelfläche F [m ²] *	λ *	δ_w
A340-300	129000	3,070	361,6	0,29	0,174
A320-200	40900	3,547	122,5	0,29	0,194
A320-100	38160	3,779	122,5	0,29	0,194

Tabelle 2.20: Flügelmasse nach Gl. (2.28)

Flugzeuge	Λ *	$\cos \varphi_{0,25}$	KPL	Flügelmasse
A340-300	9,26	0,86833	0,92407	12.085,301 kg
A320-200	9,49	0,90660	0,98464	3.337,880 kg
A320-100	9,49	0,90660	0,98098	3.161,514 kg

* Daten nach Airbus

Leider sind die hier ermittelte Flügelmassen viel zu gering. Es handelt sich hier möglicherweise um einen Einheitsfehler. Wahrscheinlich wurde ein Faktor einfach weggelassen.

Zivil-Transporter:

KF = 35,859; EX = 0,7388 ; FSCHW = 1,0

$$KPL = Y1 \cdot Y2^{(A/n_{Br})} \quad (2.29)$$

$$Y2 = 0.778 \cdot \left(1 - 2.517 \cdot \left(m_E / 10^4\right)\right) \quad (2.30)$$

$$Y1 = 1.6 + 10^4 \cdot \frac{1.517}{m_E} \quad (2.31)$$

2.7.2 Modifiziertes verfahren nach North-American-Aviation aus „LTH“

$$m_{TR} = FSCHW \cdot KF \cdot 8.42 \cdot F^{0.725} \cdot \Lambda^{0.436} \cdot (n_{Br} \cdot m_E)^{0.516} (10 \cdot I)^{0.127} \cdot (100 \cdot d_w)^{-0.186} \cdot (100 \cdot \cos j_{50})^{-0.686} \quad (2.32)$$

Tabelle 2.21: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse

Flugzeuge	m_E [kg]	n_{Br}	Flügelfläche F [m ²]	λ	δ_w
A340-300	129000	3,070	361,6	0,29	0,174
A320-200	40900	3,547	122,5	0,29	0,194
A320-100	38160	3,779	122,5	0,29	0,194

Tabelle 2.22: Flügelmasse nach Gl. (2.32)

Flugzeuge	Λ	$\text{Cos } \varphi_{50}$	KF	Flügelmasse
A340-300	9,26	0,8906	1,11213	26.118,13 kg
A320-200	9,49	0,9267	1,10482	6.307,35 kg
A320-100	9,49	0,9267	1,10482	6.082,05 kg

$$KF = 1.45 \cdot 0.974^{(A \cdot I \cdot n_{Br})} \quad (2.33)$$

2.7.3 Modifiziertes Verfahren nach W. Keith Smith (MCDonnell) aus „LTH“

$$m_{TR} = FSCHW \cdot KF \cdot 5.05 \cdot m_E^{0.765} \cdot n_{Br}^{0.394} \cdot \Lambda^{0.355} \cdot F^{0.427} \cdot (1 + I)^{0.474} \cdot (100 \cdot d_w)^{-0.173} \cdot (100 \cdot \cos j_{50})^{-0.56} \quad (2.34)$$

Tabelle 2.23: Flügelmasse nach Gl. (2.34)

Flugzeuge	KF	YM	YN	Flügelmasse
A340-300	0,3634389	0,528729	0,85915	38.106,29 kg
A320-200	0,3444396	0,517304	0,85154	9.146,27 kg
A320-100	0,3439608	0,516949	0,85130	8.658,65 kg

Die hier gerechnet Flügelmassen sind deutlich zu hoch.

Zivil - Transporter :

$$KF = YM \cdot YN^{A/n_{Br}} \quad (2.35)$$

$$YM = 12.968 \cdot m_E \cdot 10^{-8} + 0.512 \quad (2.36)$$

$$YN = 8.646 \cdot m_E \cdot 10^{-8} + 0.848 \quad (2.37)$$

2.7.4 Modifiziertes Verfahren aus dem LTH - Gewichte, D. Klein (MBB-UFE)

Viele Parametern aus diesem Verfahren sind aus LTH- Ausgabe B zu entnehmen, und da diese Ausgabe nicht als Unterlage zu haben war, wurde hierzu keine Rechnungen durchgeführt.

$$m_{TR} = FSCHW \cdot KF \cdot 7.148 \cdot KTE \cdot KFW2 \cdot KCA \cdot T1 \cdot \left(\frac{m_E}{10^3} \right)^{0.413} \cdot n_{Br}^{0.456} \cdot \Lambda^{0.154} \cdot F^{0.857} \cdot (1 + I)^{0.921} \cdot T2^{0.956} \cdot (100 \cdot d_R)^{-E1} \cdot (\cos j_{50})^{-E2} \quad (2.38)$$

$$T1 = 1 + KF1K \cdot 0.06 \cdot \left(1 - \frac{b_{KL}}{b_{absolut}} \right) \quad (2.39)$$

$$T2 = 1 - KDF \cdot \frac{F - F_N}{F} \quad (2.40)$$

Zivil – Transporte r

KF = 10.79 ; E1 = 1.059 ; E2 = -0967

Die Größen KDR, KTE, KFW2, KCA, KF1K, KDF sind dem LTH - Beitrag in Ausgabe B 31 311-01 zu entnehmen.

2.8 Gleichungen der Society of Allied Weight Engineers

Nach [Society of Allied Weight Engineers]

F_w	= fuselage width at horizontal tail intersection	[ft]
N_z	= ultimate load factor ; = 1,5 * limit load factor	
S_{CSW}	= control surface area(wing mounted)	[ft ²]
S_w	= trapezoidal wing area	[ft ²]
q	= dynamic pressure at cruise	[lb/ft ²]
W_{dg}	= design gross weight	[lb]
Λ	= Wing sweep at 25% MAC	

2.8.1 Cargo/Transport Weights

Die Flügelmasse kann nach folgender Gleichung ermittelt werden:

$$W_{Wing} = 0.0051 \cdot (W_{dg} \cdot N_z)^{0.557} \cdot S_w^{0.649} \cdot A^{0.5} \cdot (t/c)_{root}^{-0.4} \cdot (1 + I)^{0.1} \cdot (\cos \Lambda_{0.25})^{-1.0} \cdot S_{CSW}^{0.1} \quad (2.41)$$

Tabelle 2.24: Parametern für die Berechnung der Flügelmasse

Flugzeuge	W_{dg} [lbs] *	N_z	Flügelfläche S_w [ft ²] *	λ *	$(t/c)_{root}$
A340-300	284396	3,070	3892,230	0,29	0,174
A320-200	90169	3,547	1318,579	0,29	0,194
A320-100	84128	3,779	1317,503	0,29	0,194

* Daten nach Airbus

Tabelle 2.25: Flügelmasse nach Gl. (2.41)

Flugzeuge	Λ *	$\cos \Lambda_{0.25}$	Flügelmasse
A340-300	9,26	0,86833	29.909,51 kg
A320-200	9,49	0,90660	5.880,03 kg
A320-100	9,49	0,90660	5.392,93 kg

Aus den Ergebnissen ist zu erkennen, daß die Flügelmasse mit diesem Verfahren gut ausrechnen läßt.

2.8.2 *General-Aviation Weights*

Hier ist die nächste Version, der **Society of Allied Weight Engineers**, mit der man die Flügelmasse ermitteln kann.

$$W_{wing} = 0.036 \cdot S_w^{0.758} \cdot W_{FW}^{0.0035} \cdot \left(\frac{A}{(\cos \Lambda)^2} \right)^{0.6} \cdot q^{0.006} \cdot I^{0.04} \cdot \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} \cdot (N_z \cdot W_{dg})^{0.49} \quad (2.42)$$

W_{FW} = Kraftstoffsmasse

Tabelle 2.26: Flügelmasse nach **Gl. (2.42)**

Flugzeuge	q [lb/ft ²]	(Fuel weight) W_{FW} [lbs] *	Flügelmasse
A340-300	7159,5824	209439,149	26.024,61kg
A320-200	6814,5936	41460,133	4.831,58 kg
A320-100	6814,5936	27194,02	4.470,70 kg

* Daten aus Airbus

Tabelle 2.27 : Methoden zur Ermittlung der Flügelmasse im Überblick

Verfahren	A340-300 [Kg]	Abwei- chungen [%]	A320-200 [Kg]	Abwei- chungen [%]	A320-100 [Kg]	Abwei- chungen [%]
Gl. nach Torenbeek	29.562	8,786	7026	11,905	6675	13,396
Gl. nach Marckwardt ba- siert auf Daten aus Toren- beek	27.621	2,376	7238	14,486	6894	16,147
Gl. nach Marckwardt ba- siert auf Daten aus Driggs	24.086	-11,951	6504	4,835	6259	7,639
Gl. nach Marckwardt ba- siert auf Daten aus Schöf- fel-Sanders	28.906	6,716	7251	14,639	6762	14,510
Statistikgleichung nach Marckwardt	26.444	-1,969	7075	12,515	6287	8,051
Gl. nach USAF (aus Roskam)	27.174	0,771	5903	-4,854	5341	-8,235
Gl. nach General Dynamics (aus Roskam)	24.125	-11,770	4066	-52,227	3571	-61,883
Gl. nach Torenbeek (aus Roskam)	30.378	11,236	5898	-4,943	5596	-3,303
Gl. Nach General Dyna- mics (aus LTH)	12.085	-123,125	3338	-85,427	3162	-82,822
Gl. nach North-American- Aviation (aus LTH)	26.118	-3,242	6307	1,862	6082	4,952
Gl. nach W. Keith Smith (MCDonell) (aus LTH)	38.106	29,238	9146	32,325	8659	33,239
Gl. Zu Cargo/Transport weight (aus <i>Introduction to Aircraft Weight Engi- neering</i>)	29.910	9,847	5880	-5,264	5392	-7,212
Gl. Zu General-Aviation (Introduction to Aircraft Weight Engineering)	26.025	-3,610	4832	-28,095	4471	-29,296
Mittelwert	26.965		6.189,54		5.780,85	

Die Flügelmassen, die mit dem Verfahren nach General Dynamics aus LTH gerechnet sind, sind zu niedrig. Es wurde wahrscheinlich nicht richtig auf die Einheit geachtet.

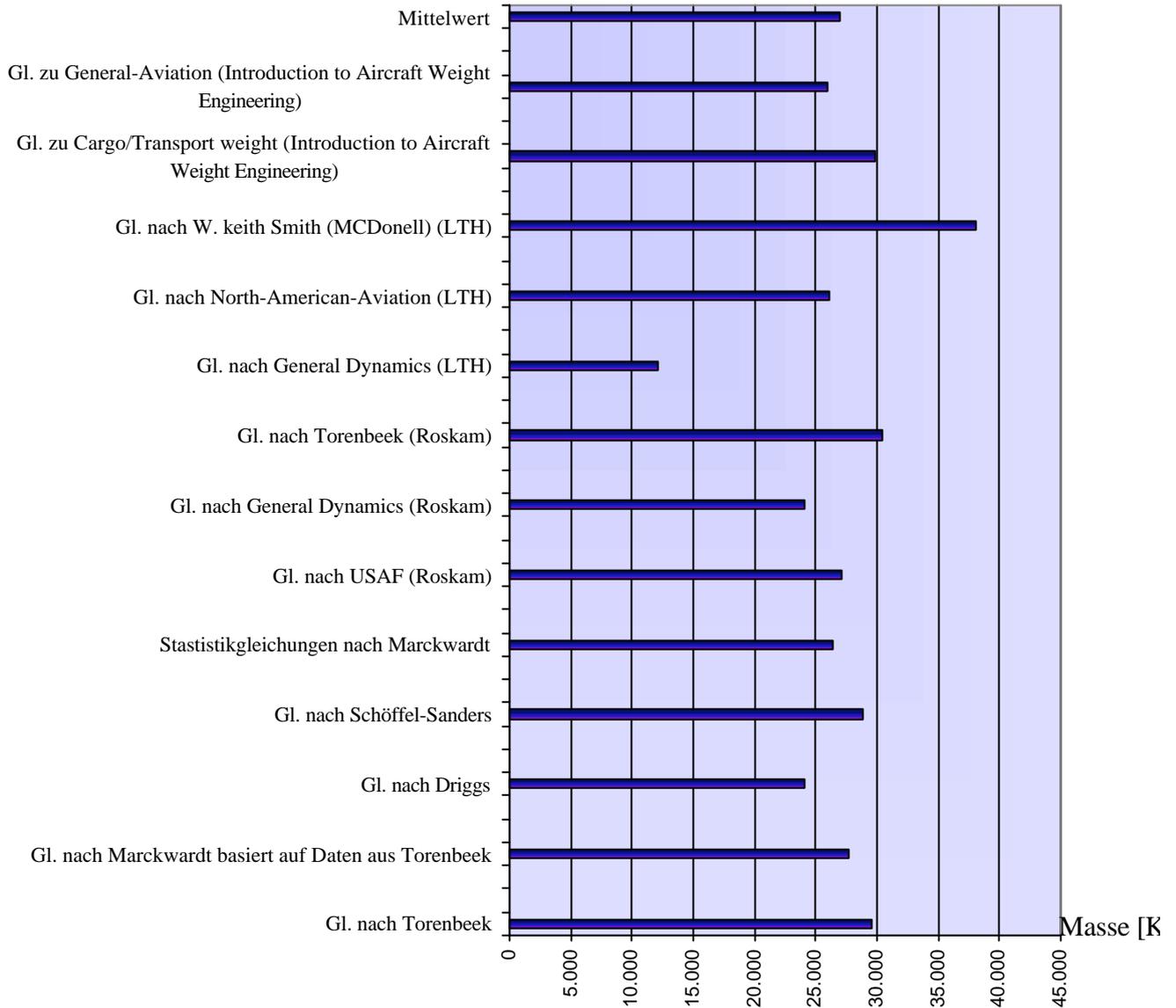


Bild 2.1 : Berechnung der Flügelmasse nach verschiedenen Verfahren im Überblick (A340-300)

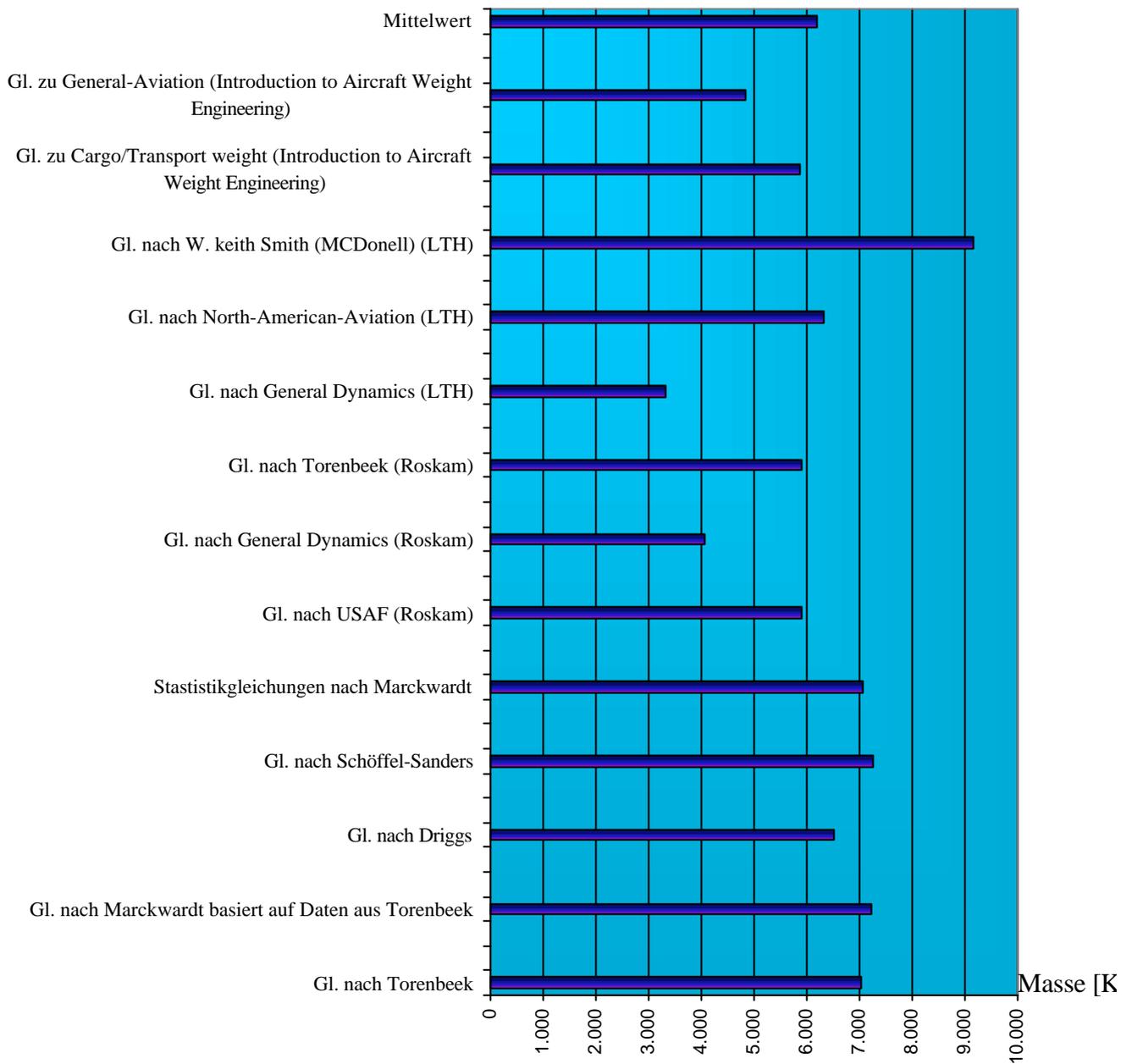


Bild 2.2 : Berechnung der Flügelmasse nach verschiedenen Verfahren im Überblick (A320-200)

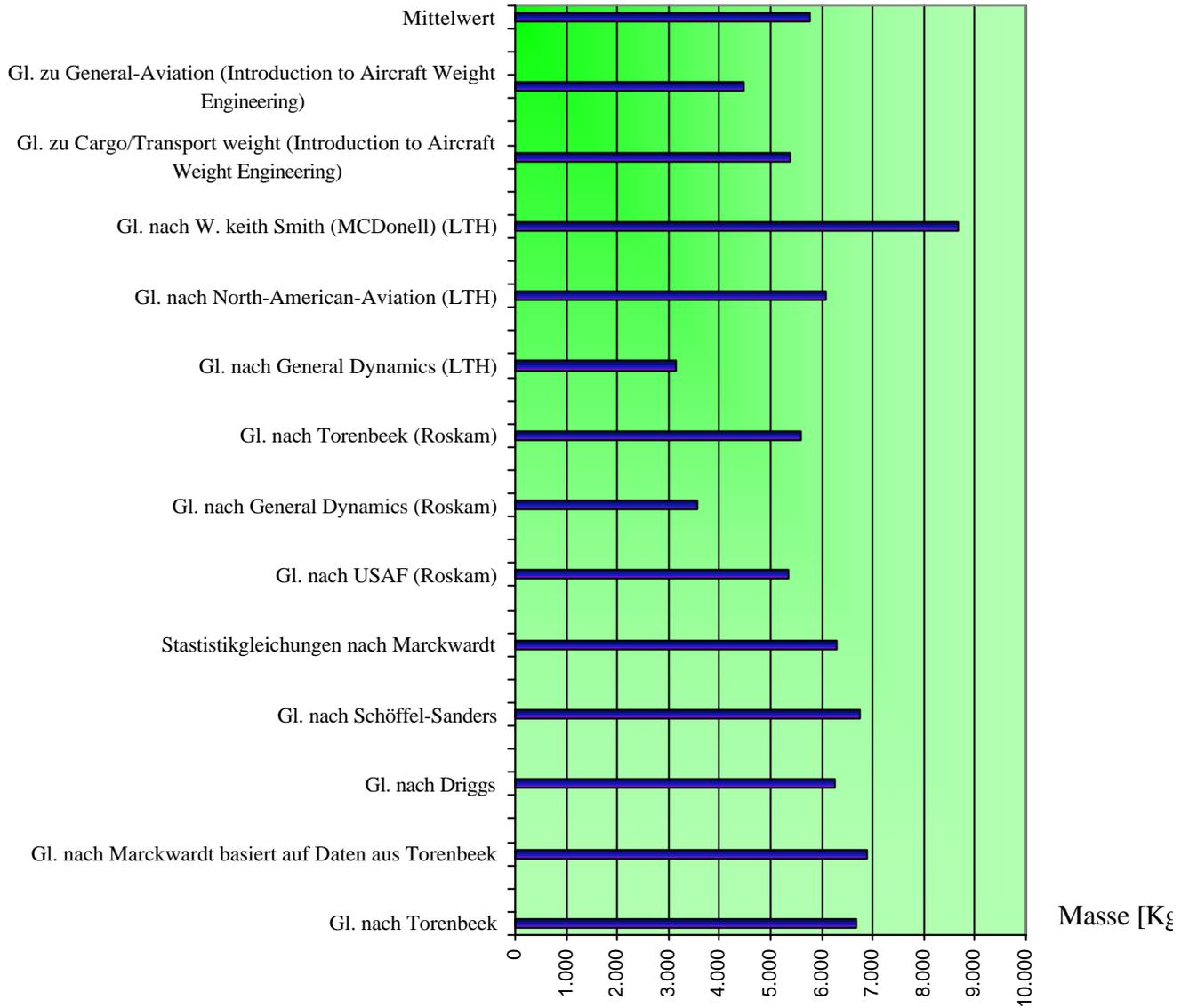


Bild 2.3 : Berechnung der Flügelmasse nach verschiedenen Verfahren im Überblick (A320-100)

3. Höhen- und Seitenleitwerksmasse

3.1 Gleichungen nach Torenbeek

Für Sturzfluggeschwindigkeiten $V_D > 250 \text{ Kts}$ ($= 128.6 \text{ m/s}$) EAS ist :

Mit den Methoden nach Torenbeek lassen sich auch die Höhenleitwerksmasse gut ermitteln.

Höhenleitwerksmasse :

$$m_H = k_H \cdot S_H \cdot \left(62 \cdot \frac{S_H^{0.2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos j_{H,50}}} - 2.5 \right) \quad (3.1)$$

Tabelle 3.1: Höhenleitwerksmasse nach Gl. (3.1)

Flugzeuge	S_H [m ²] *	V_D [m/s]	$\text{Cos}\varphi_{H,50}$	Höhenleitwerksmasse
A340-300	71,45	207,94	0,89817	2314,5 kg
A320-200	31	203,6	0,88695	823,09 kg
A320-100	31	203,6	0,92695	803,27 kg

* nach Angaben von Airbus

m_H Masse des Höhenleitwerks [**kg**]

m_S Masse des Seitenleitwerks [**kg**]

$K_H = 1$ für eine feste Flosse

$K_H = 1.1$ für eine trimmbare Flosse

S_H Höhenleitwerksfläche [**m²**]

Seitenleitwerksmasse :

$$m_v = k_v \cdot S_v \cdot \left(62 \cdot \frac{S_v^{0.2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos \varphi_{v,50}}} - 2.5 \right) \quad (3.2)$$

Tabelle 3.2: Seitenleitwerksmasse nach Gl. (3.2)

Flugzeuge	S_v [m ²] *	V_D [m/s]	K_v	$\cos \varphi_{v,50}$	Seitenleitwerksmasse
A340-300	45,2	207,94	1,0	0,87287	1223,659 kg
A320-200	21,5	203,6	1,0	0,91426	488,203 kg
A320-100	21,5	203,6	1,0	0,95317	476,986 kg

* nach Angaben von Airbus

Sowie bei den Höhenleitwerksmassen, sind die Ergebnisse bei den Seitenleitwerksmassen auch gut.

 Z_h : Abstand von Seitenleitwerkswurzel bis zu dem Punkt wo das Höhenleitwerk am Seitenleitwerk montiert ist [m]

$$K_v = 1 + 0.15 \cdot \frac{S_H \cdot Z_H}{S_v \cdot b_v} \quad (3.3)$$

Tabelle 3.3: K_v nach Gl. (3.3)

Flugzeuge	S_v [m ²] *	S_H [m ²] *	b_v [m] *	Z_H [m]	K_v
A340-300	45,2	71,45	8,3	1,07	1,0
A320-200	21,5	31	6,16	1,07	1,0
A320-100	21,5	31	6,16	1,07	1,0

* nach Angaben von Airbus

Nach den oben genannten Gleichungen, lassen sich die Höhen- und Seitenleitwerksmassen gut ermitteln.

3.2 Gleichungen nach Marckwardt

Hier Erstmals, einige Eingangsgröße:

$$d_m = \frac{3 \cdot d_i + d_a}{4} \quad (3.4)$$

$$C_B = \frac{S_{Struktur}}{S} \quad (3.5)$$

3.2.1 Gleichungen nach Marckwardt basiert auf Daten aus[Torenbeek]

Für die Höhenleitwerksmasse :

$$\frac{m_H}{S_H} = K_H \cdot 0.112 \cdot S_H^{0.176} \cdot \left(\frac{V_D}{\sqrt{\cos j_H}} \right)^{0.88} \quad (3.6)$$

Diese Gleichung unterscheidet sich von der Gleichung nach Torenbeek selbst (siehe Gl. 3.1) nur bei der Aufrundung. In dieser Version, nach **Marckwardt**, ist in der Formel das (S_H hoch 0.176) und bei der von Torenbeek selbst ist (S_H hoch 0.2) auf. Analog dazu ist bei der Seitenleitwerksmassenberechnung.

Tabelle 3.4: Höhenleitwerksmasse nach Gl. (3.6)

Flugzeuge	S_H [m ²]	V_D [m/s]	$\cos \varphi_{H,50}$	Höhenleitwerksmasse
A340-300	71,45	207,94	0,89817	2178,659 kg
A320-200	31	203,6	0,88695	808,097 kg
A320-100	31	203,6	0,92695	791,095 kg

$K_H = 1.1$ für trimmbare Flosse

Seitenleitwerksmasse :

$$\frac{m_S}{S_S} = K_S \cdot 0.112 \cdot S_S^{0.176} \cdot \left(\frac{V_D}{\sqrt{\cos j_S}} \right)^{0.88} \quad (3.7)$$

Tabelle 3.5: Seitenleitwerksmasse nach Gl. (3.7)

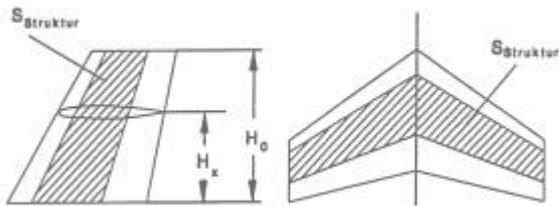
Flugzeuge	S_S [m ²]	V_D [m/s]	H [m] (4)	K_S	$\text{Cos}\varphi_{S,50}$	Seitenleitwerksmasse
A340-300	45,2	207,94	0,21735	1,130412	0,87287	1379,149 kg
A320-200	21,5	203,6	0,19826	1,118953	0,91426	546,010 kg
A320-100	21,5	203,6	0,19826	1,118953	0,95317	534,551 kg

(4) wurde aus der Zeichnung abgelesen

$$K_S = 1 + 0.6 \cdot H \quad (3.8)$$

H_x und H_0 wurden aus der Zeichnung abgelesen:

Wobei $H = 0,25 \cdot (S_H/S_S) \cdot (H_x/H_0)$



$$H_x \approx 0,55 \cdot H_0$$

$K_H = 1.0$ für feste Flosse

$K_H = 1.1$ für trimmbare Flosse

3.2.2 Gleichungen nach Marckwardt basiert auf Daten aus [de Havilland]

Nach der folgender Gleichung wird die Höhenleitwerksmasse ermittelt:

$$m_H = 0.064 \cdot S_H \cdot \left[(S_H + 2.78) \cdot \left(\frac{0.025}{d_m} + d_m \right) \right]^{0.25} \cdot (\Lambda_H + 25) \cdot \left[\frac{(j_H^2 + 0.3) \cdot (2 + \sqrt{I})}{C_B + 0.1} \right]^{0.5} \cdot \left(\frac{V_D}{100} + 1.03 \right)^{1.25} \quad (3.9)$$

Tabelle 3.6: Höhenleitwerksmasse nach Gl. (3.9)

Flugzeuge	S_H [m ²] *	V_D [m/s]	φ_H	λ *	Λ_H *	C_B	δ_m [m]	Höhenleitwerks- masse
A340-300	71,45	207,94	0,52360	0,29	5,27	0,57	0,153	1852,340 kg
A320-200	31	203,6	0,55676	0,29	5,40	0,55	0,185	682,354 kg
A320-100	31	203,6	0,47124	0,29	5,40	0,55	0,185	631,268 kg

* Angaben von Airbus

Diese ermittelte Höhenleitwerksmassen sind kleiner als die erwartete Massen. Die Abweichungen sind jedoch nicht so groß.

Seitenleitwerksmasse :

$$m_S = 0.025 \cdot S_S \cdot \left[(S_S + 3.25) \cdot \left(\frac{0.025}{d_m} + d_m \right) \right]^{0.25} \cdot (\Lambda_S + 25)(1 + H) \cdot (j_S^2 + 2) \cdot \left(\frac{2 + \sqrt{I}}{C_B} \right)^{0.25} \cdot \left(\frac{V_D}{100} + 1.44 \right)^{1.25} \quad (3.10)$$

Tabelle 3.7: Seitenleitwerksmasse nach Gl. (3.10)

Flugzeuge	S_S [m ²]	V_D [m/s]	φ_S	λ	C_B	Λ_S	H[m]	δ_m [m]	Seitenleitwerksmasse
A340-300	45,2	207,94	40	0,397	0,513	1,524	0,21735	0,110	1138,918 kg
A320-200	21,5	203,6	36	0,35	0,547	1,760	0,19826	0,084	454,157 kg
A320-100	21,5	203,6	36	0,35	0,547	1,760	0,19826	0,084	438,075 kg

Diese ermittelte Seitenleitwerksmassen sind kleiner als die erwartete Massen. Die Abweichungen sind aber nicht so groß.

3.3 Gleichungen aus Roskam V

Liste der Formelzeichen nach Roskam

Symbol	Definition	Dimension
A	Wing aspect ratio	
$A_{h,v,c}$	Horiz. tail, Vert. tail or Canard aspect ratio	
b	wingspan	[ft]
$b_{h,v,c}$	Horiz. tail, Vert. tail or Canard span	[ft]
\bar{c}	wing mean geometric chord	[ft]
g	acceleration of gravity	[ft/s ²]
$l_{h,v,c}$	Distance from wing 1/4C to 1/4C _{h,v,c}	[ft]
M	Mach number	
n	load factor	
\bar{q}	dynamic pressure	[psf]
S	Wing area	[ft ²]
S_r	Rudder area in	[ft]
t/c	Thickness ratio	
t_r	Maximum root thickness	[ft]
V	True airspeed	mph, fps, kts
V_c	Design cruise speed	KEAS
V_D	Design dive speed	KEAS
V_H	Maximum level speed at sealevel	KEAS
W	Weight	lbs
Z_h	Distance from vert. tail root to where horizontal t. is mounted on the vertical tail [ft] For fuselage mounted horizontal tails, set $Z_h = 0$	
I	Wing taper ratio	
I_v	Vertical tail taper ratio	
Λ_n	Sweep angle at n th chord station	

3.3.1 Allgemeine Flugzeuge (General Aviation Airplanes)

3.3.1.1 Verfahren von Cessna aus Roskam:

Höhenleitwerksmasse und Seitenleitwerksmasse

Nur für **kleine Flugzeuge** (Flugzeuge mit niedriger Leistung) mit einer maximaler Geschwindigkeit von $V_{\max} = 200 \text{ Kts (370 Km/h)}$.

Höhenleitwerksmasse:

$$W_H = \frac{3.184 \cdot (W_{TO})^{0.887} \cdot S_H^{0.101} \cdot A_H^{0.138}}{57.5 \cdot (t_r)_H^{0.223}} \quad (3.11)$$

Seitenleitwerksmasse:

$$W_V = \frac{1.68 \cdot (W_{TO})^{0.567} \cdot S_V^{1.249} \cdot A_V^{0.482}}{15.6 \cdot (t_r)_V^{0.747} \cdot (\cos \Lambda_{1/4})_V^{0.882}} \quad (3.12)$$

$$W_{TO} = [\text{lbs}] \quad S_H, S_V = [\text{ft}^2] \quad t_{rH}, t_{rV} = [\text{ft}]$$

Hierzu sind keine Rechnungsbeispiele durchgeführt da die Formeln nur für kleine Flugzeuge gilt.

3.3.1.2 Verfahren von USAF aus Roskam

Die folgende Gleichung gilt für leichte Flugzeuge mit einer Geschwindigkeit vom $V > 300$ Kts (555.6Km/h)

Mit der unten geschriebene Formel wird die **Höhenleitwerksmasse** ermittelt:

$$W_H = 127 \cdot \left[\left(W_{TO} \cdot \frac{n_{ult}}{10^5} \right)^{0.87} \cdot \left(\frac{S_H}{100} \right)^{1.2} \cdot 0.289 \cdot \left(\frac{l_H}{10} \right)^{0.483} \cdot \left(\frac{b_H}{(t_r)_H} \right)^{0.5} \right]^{0.458} \quad (3.13)$$

Tabelle 3.8: Parametern für die Berechnung der **Höhenleitwerksmasse**

Flugzeuge	W_{TO} [lbs] *	N_{ult}	Höhenleitwerksfläche [ft ²] *	l_H [ft] (4)
A340-300	606271	3,070	769,08	105,49
A320-200	169755,9	3,547	333,68	63,39
A320-100	145505	3,779	333,68	60,93

* Daten von Airbus

(4) aus der Zeichnung abgelesen

Tabelle 3.9: Höhenleitwerksmasse nach **Gl. (3.13)**

Flugzeuge	t_r [ft] (4)	HLW Spannweite[ft] *	Höhenleitwerksmasse
A340-300	583,793	63,66	2607,18 kg
A320-200	583,793	42,45	886,484 kg
A320-100	583,793	42,45	826,402 kg

Mit der unten geschriebene Formel wird die **Seitenleitwerksmasse** ermittelt:

$$W_V = 98.5 \cdot \left[\left(W_{TO} \cdot \frac{n_{ult}}{10^5} \right)^{0.87} \cdot \left(\frac{S_V}{100} \right)^{1.2} \cdot 0.289 \cdot \left(\frac{b_V}{(t_r)_V} \right)^{0.5} \right]^{0.458} \quad (3.14)$$

Tabelle 3.10: Parametern für die Berechnung der **Seitenleitwerksmasse**

Flugzeuge	W_{TO} [lbs]	t_r [ft]	n_{ult}	SLW Fläche [ft ²]
A340-300	606271	2,62	3,070	486,53
A320-200	169755,9	1,97	3,547	231,42
A320-100	145505	1,97	3,779	231,42

Hier unten sind die Ergebnisse der Seitenleitwerksmasse nach **Roskam**

Tabelle 3.11: Seitenleitwerksmasse nach **Gl. (3.14)**

Flugzeuge	SLW Spannweite[ft]	Seitenleitwerksmasse
A340-300	27,23	789,612 kg
A320-200	20,21	315,303 kg
A320-100	20,21	296,519 kg

Aber analog zu der Höhenleitwerksmasseberechnung sollte man den Faktor „ $(L_v/10)^{0,483}$ “ noch dazu schreiben. Wahrscheinlich handelt es sich hier um ein Druckfehler.

Unten ist dann die Seitenleitwerksmasse

Tabelle 3.12: Seitenleitwerksmasse

Flugzeuge	$(L_v/10)^{0,483}$ [ft]	Seitenleitwerksmasse
A340-300	3,04440	1314,793 kg
A320-200	2,16777	449,389 kg
A320-100	2,11553	417,921 kg

l_H Abstand von c/4- Flügel bis C/4- Höhenleitwerk

b_H Höhenleitwerksspannweite

b_v Seitenleitwerksspannweite

3.3.1.3 Gleichungen nach Torenbeek aus Roskam

Für Sturzfluggeschwindigkeiten $VD > 250 \text{Kts}$ ($= 128.6 \text{ m/s}$) EAS ist :

$$m_H + m_V + m_C = 0.64 \cdot (n_{ult} \cdot (S_H + S_V)^2)^{0.75} \quad (3.15)$$

3.3.2 Transportflugzeuge

3.3.2.1 Verfahren von General Dynamics aus Roskam

Höhenleitwerksmasse:

$$W_H = 0.0034 \cdot \left[(W_{TO} \cdot n_{ult})^{0.813} \cdot (S_H)^{0.584} \cdot \left(\frac{b_H}{(t_r)_H} \right)^{0.033} \cdot \left(\frac{\bar{C}}{l_H} \right)^{0.28} \right]^{0.915} \quad (3.16)$$

Tabelle 3.13: Parametern für die Berechnung der Höhenleitwerksmasse

Flugzeuge	W_{TO} [lbs]	n_{ult}	HLW Fläche [ft ²]	C/l_H
A340-300	606271	3,070	769,08	0,04572
A320-200	169755,9	3,547	333,68	0,07609
A320-100	145505	3,779	333,68	0,07916

Tabelle 3.14: Höhenleitwerksmasse nach Gl. (3.16)

Flugzeuge	t_r [ft]	HLW Spannweite[ft]	Höhenleitwerksmasse
A340-300	583,793	63,66	3157,37 kg
A320-200	583,793	42,45	893,247 kg
A320-100	583,793	42,45	804,591 kg

Die gerechnete Höhenleitwerksmassen sind, nach diesem Verfahren, größer als die erwartete Werte.

Seitenleitwerksmasse :

$$W_V = 0.19 \cdot \left[\left(1 + \frac{Z_H}{b_V} \right)^{0.5} (W_{TO} \cdot n_{ult})^{0.363} \cdot S_V^{1.089} \cdot M_H^{0.601} \cdot l_V^{-0.726} \cdot \left(1 + \frac{S_r}{S_V} \right)^{0.217} A_V^{0.337} \cdot (1 + I_V)^{0.363} \cdot (\cos \Lambda_{1/4})^{-0.484} \right]^{1.014} \quad (3.17)$$

Tabelle 3.15: Parametern für die Berechnung der **Seitenleitwerksmasse**

Flugzeuge	$\cos L_{1/4}$	Z_H [ft]	M_H	t_r [ft]	l_V	N_{ult}	S_V [ft ²]
A340-300	0,76604	1,07	0,82	2,62	0,397	3,070	486,53
A320-200	0,80902	1,07	0,80	1,97	0,350	3,547	231,42
A320-100	0,84897	1,07	0,80	1,97	0,350	3,779	231,42

Tabelle 3.16: Seitenleitwerksmasse nach Gl. (3.17)

Flugzeuge	l_V [ft]	A_V (Streckung)	S_r [ft ²]	b_V [ft]	Seitenleitwerksmasse
A340-300	100,240	1,524	129,167	27,23	1914,89 kg
A320-200	49,623	1,760	64,583	20,21	900,344 kg
A320-100	47,178	1,760	64,583	20,21	862,265 kg

Nach Roskam:

l_H	distance from wing $\bar{c} / 4$ to horizontal tail $\bar{C}_H / 4$	[ft]
l_V	distance from wing $\bar{c} / 4$ to vertical tail $\bar{C}_H / 4$	[ft]

Z_h	distance from the vertical tail root to where the horizontal tail is mounted on the vertical tail For fuselage mounted horizontal tails, set $Z_h = 0$	[ft]
S_r	rudder area	[ft]
I_V	Vertical tail taper ratio	

3.3.2.2 Verfahren nach Torenbeek aus Roskam

Die folgende Gleichungen gelten für Transportflugzeuge und „business jets“, mit $V > 250$ Kts (463 Km/h)

Höhenleitwerksmasse:

Diese Gleichung ist die gleiche wie die von Torenbeek selbst: Nur die Zahlen sind hier anders wegen der Umrechnung von z.B. die Einheit [ft] auf [m].

$$W_h = K_h \cdot S_h \cdot \left[3.81 \cdot \frac{(S_h)^{0.2} \cdot V_D}{1000 \cdot (\cos \Lambda_{1/2})^{1/2}} - 0.287 \right] \quad (3.18)$$

Tabelle 3.17: Parametern für die Berechnung der **Höhenleitwerksmasse**

Flugzeuge	HLW Fläche [ft ²]	$\cos \phi_{H,50}$	Höhenleitwerksmasse
A340-300	769,08	0,89817	2428,629 kg
A320-200	333,68	0,88695	861,028 kg
A320-100	333,68	0,92695	839,950 kg

$K_h = 1.0$ for fixed incidence stabilizers

$K_h = 1.1$ for variable incidence stabilizers

Seitenleitwerksmasse:

$$W_v = K_v \cdot S_v \cdot \left[3.81 \cdot \frac{(S_v)^{0.2} \cdot V_D}{1000 \cdot (\cos \Lambda_{1/2})^{1/2}} - 0.287 \right] \quad (3.19)$$

Tabelle 3.18: Parametern für die Berechnung der **Seitenleitwerksmasse**

Flugzeuge	SLW Fläche [ft²]	Cosφ _{v,50}	Seitenleitwerksmasse
A340-300	486,53	0,87	1282,427 kg
A320-200	231,42	0,91	491,354 kg
A320-100	231,42	0,95	479,853 kg

K_v = 1.0 wenn das Höhenleitwerk am Rumpf montiert ist.

Ansonsten ist K_v nach der unten stehende Formel zu berechnen:

$$K_v = \left[1 + 0.15 \cdot \frac{S_h \cdot Z_h}{S_v \cdot b_v} \right] \quad (3.20)$$

3.4 Boeing

Für die **Höhenleitwerksmasseermittlung** wurde das Diagramm aus den Boeingunterlagen benutzt.

Mit dem Wert „*f_H*“ und anhand ein Diagramm, ist dann die Höhenleitwerksmasse abzulesen.
Das Diagramm liegt in **Anhang B**.

$$f_H = S_{HT}^{1.199} \cdot g^{0.385} \quad (3.21)$$

Tabelle 3.19 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	S _{HT} [ft ²]	t _t [ft]	t _r [ft]	f _H	Masse des HLW (#)	HLW [kg]
A340-300	769,0814	0,215	2,9528	1662,977	4800 [lb]	2177 kg
A320-200	333,6812	0,215	1,9685	714,2913	1840 [lb]	834,6 kg
A320-100	333,6812	0,215	1,9685	714,2913	1840 [lb]	834,6 kg

(#) Werte aus dem Boeing- Diagramm abgelesen

Formelzeichen nach **Boeing**:

- S_{HT} Höhenleitwerksfläche
- S_{VT} Seitenleitwerksfläche
- γ Verhältnis der Profildicke (t_t / t_r)
- t_t Max. Profildicke an der Spitze
- t_r Max. Profildicke an der wurzel
- b Spannweite

Für die **Seitenleitwerksmasseermittlung** ist auch das Diagramm aus Boeingunterlagen zu benutzen, siehe **Anhang B**.

$$f_v = S_{VT}^{0.901} \cdot g^{0.244} \cdot b_{C/2}^{0.0364} \quad (3.22)$$

Tabelle 3.20 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	S_{VT} [ft ²]	γ	f_v	Masse des SLW (#)	SLW [kg]
A340-300	486,53	0,2688	215,8152	2664 [lb]	1208 kg
A320-200	231,42	0,3583	117,2467	1400 [lb]	635,0 kg
A320-100	231,42	0,3583	117,2467	1400 [lb]	635,0 kg

(#) Werte aus dem Diagramm abgelesen

Diese Methode ist eine der beste, hier vorgeführte Methode.

3.5 Gleichungen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch

Liste der Formelzeichen zu LTH :

b	Spannweite	[m]
c	Beiwert	[-]
δ	relative Profildicke	[%]
F	Bezugsfläche	[m ²]
$\phi_{.25}$	Pfeilung bei 25% Tiefe	[°]
$\phi_{.50}$	Pfeilung bei 50% Tiefe	[°]
l	Länge	[m]
Ma	Machzahl	
m	Masse	[Kg]
n	Lastvielfache	
n_{Br}	Bruchlastfaktor	
q	Staudruck	[Kg/m ²]
r	Leitwerksabstand von 25% μ zu 25% μ der Netto-Leitwerksfläche	
δ	Relative Profildicke	

Λ	Streckung
λ	Zuspitzung

INDEX :

A	Auftrieb
Br	Bruch
Crew	Besatzung
E	Entwurf
H,HLW	Höhenleitwerk
LTH	luftfahrttechnisches Handbuch
N, Netto	ohne Rumpfanteil
S,SLW	Seitenleitwerk
SCHW	Schwenklager
W	Wurzel

3.5.1 Modifiziertes Verfahren nach General Dynamics aus LTH

Höhenleitwerk

Schwenkflügelzuschlag:

Starrflügler : FSCHW = 1.0

Schwenkflügler : FSCHW = 1.2

Dieses verfahren hat nichts mit dem Verfahren, welches von Roskam beschrieben wurde, zu tun. Diese Gleichung ist ganz anders. Viele Parametern die hier auftauchen waren bei dem Verfahren, aus dem Buch von Roskam, nicht vorhanden.

$$m_{HLW} = FSCHW \cdot KH \cdot \left[\frac{KPH \cdot n_{Br} \cdot m_E \cdot 10^{-6} \cdot (1 + I_H)_N^2}{\cdot F_{HN}^{0.5} \cdot \Lambda_{HN}^{1.5} \cdot (\cos j_{0.25})^{-1} \cdot d_{RH}^{-1}} \right]^{EX} \quad (3.23)$$

Tabelle 3.21 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	m_E [kg] *	I_H *	F_{HN} [m ²] *	$\text{Cos}j_{0,25}$	d_{RH}	HLW [kg]
A340-300	129000	0,3777	60,95	0,809	0,087	2617,067 kg
A320-200	40900	0,3	22,86	0,849	0,096	685,435 kg
A320-100	38160	0,3	22,86	0,891	0,096	628,365 kg

$$KPH = 0.562 \cdot 0.967^{(\Lambda_{HN} \cdot n_{Br})} \quad (3.24)$$

Tabelle 3.22 : Parametern die zum berechnen des Faktors **KPH** benötigt sind

Flugzeuge	L *	n_{Br}	KPH
A340-300	5,27	3,75	0,28956
A320-200	5,4	3,75	0,28485
A320-100	5,4	3,75	0,28485

* Angaben von Airbus

Zivil- Transporter

KH=29,84; EX =0,7388

Seitenleitwerk

$$m_{SLW} = SN \cdot KS \cdot \left[KPS \cdot n_{Br} \cdot m_E \cdot 10^{-6} \cdot (1 + I_{SN})^2 \cdot \Lambda_{SN}^{1,5} \cdot F_{SN}^{0,5} \cdot (\text{cos}j_{0,25})^{-1} \cdot d_{ws}^{-1} \right]^{EX} \quad (3.25)$$

Tabelle 3.23 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	m_E [kg] *	I_S *	F_{SN} [m ²] *	$\text{Cos}j_{0,25}$	d_{RS} (4)	SLW [kg]
A340-300	129000	0,397	45,2	0,76604	0,176	919,533 kg
A320-200	40900	0,35	21,5	0,80902	0,0865	637,630 kg
A320-100	38160	0,35	21,5	0,84897	0,0865	444,271 kg

* Angaben von Airbus

(4) aus der Zeichnung abgelesen

Leitwerksformfaktor :

Normales Seitenleitwerk : SN = 1.0
 Doppel-Seitenleitwerk bzw.
 V- oder H-Leitwerk : SN = 2.0
 T- bzw. Kreuz-Leitwerk SN = 1.33

Ziv- Transporter

KS = 28.45 ; EX = 0.7388 ;

$$KPS = 1.639 \cdot 0.869^{(\Delta_{SN} \cdot n_{Br})} \quad (3.26)$$

Tabelle 3.24 : Parametern die zum berechnen des Faktors **KPS** benötigt sind

Flugzeuge	L_S	n_{Br}	KPS
A340-300	1,524	3,75	1,24685
A320-200	1,76	3,75	1,07315
A320-100	1,76	3,75	1,07315

3.5.2 Modifiziertes Verfahren nach North-American-Aviation aus LTH**Höhenleitwerk****Schwenkflügelzuschlag:**

Starrflügler : FSCHW = 1.0
 Schwenkflügler : FSCHW = 1.05

Zivil- Transporter:

KH=1,121

Hier ist die Formel, mit der man die **Höhenleitwerksmasse** ausrechnen kann:

$$m_{HLW} = FSCHW \cdot KH \cdot 2.466 \cdot (n_{Br} \cdot m_E \cdot 10^{-3})^{0.414} \cdot q^{0.168} \cdot \left(\frac{\Lambda_H}{(\cos j_{0,25})_H^2} \right)^{0.043} \cdot (10 \cdot I_H)^{0.025} \cdot F_{HNetto}^{0.896} \cdot \left(\frac{(\cos j_{0,25})_H}{100 \cdot d_{WH}} \right)^{-0.121} \quad (3.27)$$

Tabelle 3.25 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	m_E [kg] *	I_H *	F_{HN} [m ²] *	Staudruck q [kg/m ²]	$\cos j_{0,25}$	d_{RH} (4)	HLW [kg]
A340-300	129000	0,3777	60,95	7160	0,809	0,087	9845,934 kg
A320-200	40900	0,3	22,86	6815	0,849	0,096	2549,38 kg
A320-100	38160	0,3	22,86	6815	0,891	0,096	2452,58 kg

* Angaben von Airbus

(4) aus der Zeichnung abgelesen

Wie oben aus der Tabelle zu sehen ist, kann die Höhenleitwerksmasse mit der Gl. (3.27) sehr ungenau ausrechnen.

Seitenleitwerk

Leitwerksformfaktor :

Normales Seitenleitwerk : SN = 1.0

Doppel-Seitenleitwerk bzw.

V- oder H-Leitwerk : SN = 2.0

T- bzw. Kreuz-Leitwerk SN = 1.33 Für Transporter KS = 1.19

$$m_{SLW} = SN \cdot KS \cdot 3.42 \cdot (n_{Br} \cdot m_E \cdot 10^{-3})^{0.376} \cdot q^{0.122} \cdot F_{SN}^{0.875} \cdot \left(\frac{\Lambda_{SN}}{(\cos j_{0,25})_S^2} \right)^{-0.357} \cdot (10 \cdot I_{SN})^{0.039} \cdot \left(\frac{(\cos j_{0,25})_S}{100 \cdot d_{WS}} \right)^{-0.489} \quad (3.28)$$

Tabelle 3.26 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	m_E [kg]	l_s	F_{SN} [m ²]	$\text{Cos } j_{0,25}$	d_{RS}	SLW [kg]
A340-300	129000	0,397	45,2	0,76604	0,176	5268,804 kg
A320-200	40900	0,35	21,5	0,80902	0,0865	1295,187 kg
A320-100	38160	0,35	21,5	0,84897	0,0865	1275,616 kg

Sowie bei den Höhenleitwerksmassen sind hier die Seitenleitwerksmassen auch zu hoch.

Hier sind Beispielsweise, Zuspitzung und relative Profildicke aus der Zeichnung abgelesen worden, es ist möglich, daß diese Werte falsch abgelesen worden sind.

3.5.3 Modifiziertes Verfahren aus dem LTH- Gewichte von Krämer (MBB-UH)

Höhenleitwerk

Nur für Transportflugzeuge ! (Ziv. Und Mil.)

Höhenleitwerk am Rumpf :

$RH = 30.8$; $RH1 = 14.18$; $EX1 = 0.605$; $EX2 = 1.261$; $EX3 = 0.491$

Höhenleitwerk auf dem Seitenleitwerk :

$RH = 7.2$; $RH1 = 3.475$; $EX1 = 1.05$; $EX2 = 1.188$; $EX3 = 0.452$

$$m_{HLW} = RH + RH1 \cdot F_{HN}^{EX} \cdot \left(\frac{V_{DEAS}}{100} \right)^{EX} \cdot b_H^{EX} \quad (3.29)$$

Tabelle 3.27 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	V_{DEAS} [m/s]	b_H [m]	F_{HN} [m ²]	HLW
A340-300	207,94	19,40	60,95	2056,721 kg
A320-200	203,6	12,94	22,86	1006,415 kg
A320-100	203,6	12,94	22,86	1006,415 kg

Wie oben aus der Tabelle zu sehen ist, kann die Höhenleitwerksmasse mit der Gl. (3.29) sehr gut ausrechnen.

Seitenleitwerk

Nur für Transportflugzeuge und Bomber:

$$m_{SLW} = SN \cdot \left(RS + RS1 \cdot F_{SN}^{EX1} \cdot \left(\frac{V_{DEAS}}{100} \right)^{EX2} \cdot b_{SN}^{EX3} \cdot R \right) \quad (3.30)$$

Tabelle 3.28 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	V _{DEAS} [m/s]	b _s [m]	F _{SN} [m ²]	SLW
A340-300	207,94	19,40	45,2	1197,715 kg
A320-200	203,6	12,94	21,5	546,217 kg
A320-100	203,6	12,94	21,5	546,217 kg

Wie oben aus der Tabelle zu sehen ist, kann die Seitenleitwerksmasse mit der Gl. (3.30) sehr gut ausrechnen.

Leitwerksformfaktor :

Normales Seitenleitwerk sowie

T- bzw. Kreuz-Leitwerk : SN = 1.0

Doppel-Seitenleitwerk bzw.

V- oder H-Leitwerk : SN = 2.0

Höhenleitwerk am Rumpf :

RS = -5.0 ; RS1 = 6.761 ; EX1 = 0.633 ; EX2 = 0.978 ; EX3 = 0.97 ; R = 1.0

Höhenleitwerk auf dem Seitenleitwerk (T- oder Kreuz-Leitwerk):

RS = 9.7 ; RS1 = 5.557 ; EX1 = 0.713 ; EX2 = 1.056 ; EX3 = 1.091

$$R^* = \left(\frac{F_{HN}}{F_{SN}} \right)^{0.558} \quad (3.31)$$

Überschall :

$$R = \frac{R^*}{1 - 1.564 \left(\frac{1000}{Ma^6} \right)} \quad (3.32)$$

3.6 Gleichungen der *Society of Allied Weight Engineers*

Nach Society of Allied Weight Engineers

A	Aspect ratio	
B_h	horizontal tail span	[ft]
F_w	fuselage width at horizontal tail intersection	[ft]
H_t	horizontal tail height above fuselage	[ft]
H_t / H_v	0,0 for conventional tail ; 1,0 for "T" tail	
H_v	vertical tail height above fuselage	[ft]
K_{uhl}	1,143 for unit (all - moving) horizontal tail ; = 1.0 otherwise	

K_z	aircraft yawing radius of gyration ($\sim L_t$)	[ft]
K_y	aircraft pitching radius of gyration ($\sim 0,3 * L_t$)	[ft]
L_t	tail length ; wing quarter - MAC to tail quarter - MAC	[ft]
N_z	ultimate load factor ; = 1,5 * limit load factor	
S_e	elevator area	[ft ²]
S_{ht}	horizontal tail area	[ft ²]
S_{vt}	vertical tail area	[ft ²]
q	dynamic pressure at cruise	[lb/ft ²]
W_{dg}	design gross weight	[lb]
Λ	Wing sweep at 25% MAC	

3.6.1 Cargo/Transport Weights

Höhenleitwerksmasse

$$W_H = 0.0379 \cdot K_{uhl} (1 + F_w / B_h)^{-0.25} \cdot W_{dg}^{0.639} \cdot N_z^{0.10} \cdot S_{ht}^{0.75} \cdot L_t^{-1.0} \cdot K_y^{0.704} (\cos \Lambda_{ht})^{-1.0} \cdot A_h^{0.166} \cdot (1 + S_e / S_{ht})^{0.1} \quad (3.33)$$

Tabelle 3.29 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	A340-300	A320-200	A320-100
K_{uht}	1,0	1,0	1,0
F_W (4)	3,25	3,25	3,25
B_h [ft] *	63,66	42,45	42,45
W_{dg} [lb] *	284396,32	90169	84128
N_z	3,75	3,75	3,75
S_{hat} [ft ²] *	769,08	333,68	333,68
L_t [ft]	105,49	63	61
K_y	0,3*105,49	0,3*63	0,3*61
$\cos\Lambda_{hat}$	0,87	0,849	0,891
A_h *	5,27	5,4	5,4
S_e [ft ²] (4)	18,00	7,8	7,8
Höhenleitwerksmasse	2904,648 kg	1030,801kg	950,678 kg

* Angaben von Airbus

(4) Werte aus der Zeichnung abgelesen

Seitenleitwerksmasse

$$W_V = 0.0026(1 + H_t / H_V)^{0,225} \cdot W_{dg}^{0,556} \cdot N_z^{0,536} \cdot S_{vt}^{0,5} \cdot L_t^{-0,5} \cdot K_z^{0,875} (\cos\Lambda_{vt})^{-1,0} \cdot A_v^{0,35} \cdot (t/c)_{root}^{-0,5} \quad (3.34)$$

Tabelle 3.30 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	A340-300	A320-200	A320-100
H_t / H_V	0,0	0,0	0,0
W_{dg} [lb]	284396,32	90169	84128
N_z	3,75	3,75	3,75
S_{vt} [ft ²]	486,53	231,42	231,42
L_t	30,55	15,13	14,38
K_z	Wie L_t	Wie L_t	Wie L_t
$\cos\Lambda_{vt}$	0,77	0,81	0,85
A_v	1,52	1,76	1,76
t/c	0,18	0,09	0,09
Seitenleitwerksmasse	1631,290 kg	648,216 kg	583,196 kg

3.6.2 General-Aviation Weights

Höhenleitwerksmasse

$$W_H = 0.016 \cdot (N_z W_{dg})^{0.414} \cdot q^{0.168} \cdot S_h^{0.896} \cdot \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.12} \left(\frac{A}{(\cos \Lambda)^2} \right)^{0.043} \cdot I_h^{-0.02} \quad (3.35)$$

Tabelle 3.31 : Parametern die zum berechnen der Masse nach Gl.(3.35) benötigt sind

Flugzeuge	A340-300	A320-200	A320-100
W _{dg} [lb]	284396,32	90169	84128
N _z	3,75	3,75	3,75
S _h [ft ²]	769,08	333,68	333,68
q [lb/ft ²]	1466	1396	1396
t/c	0,09	0,102	0,102
CosΛ _{hat}	0,87	0,849	0,891
A _h	5,27	5,4	5,4
λ	0,38	0,300	0,300
Höhenleitwerksmasse	5514,254 kg	1589,103 kg	1546,671 kg

Aus der Tabelle ist zu erkennen, daß die Masse hier doppel so groß sind, in Vergleich zu den durchschnittlichen Werten.

Seitenleitwerksmasse

$$W_V = 0.073 \cdot \left(1 + 0,2 \cdot \frac{H_t}{H_V} \right) (N_z W_{dg})^{0.376} \cdot q^{0.122} \cdot S_V^{0.873} \cdot \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.49} \left(\frac{A}{(\cos \Lambda)^2} \right)^{0.357} \cdot I_V^{0.039} \quad (3.36)$$

Tabelle 3.32 : Parametern die zum berechnen der Masse benötigt sind

Flugzeuge	A340-300	A320-200	A320-100
H_t/H_v	0,0	0,0	0,0
W_{dg} [lb]	284396,32	90169	84128
N_z	3,75	3,75	3,75
S_{vt} [ft ²]	486,53	231,42	231,42
q [lb/ft ²]	1466	1396	1396
λ	0,397	0,35	0,35
$\text{Cos}\Lambda_{vt}$	0,77	0,81	0,85
A_v	1,52	1,76	1,76
t/c	0,18	0,09	0,09
Seitenleitwerksmasse	2674,837 kg	1071,533 kg	1032,745 kg

Die hier ermittelte Massen sind zu hoch.

Tabelle 3.33 : Methoden zur Ermittlung der **Höhenleitwerksmasse** im Überblick

Verfahren	A340-300 [kg]	Abwei- chungen [%]	A320-200 [kg]	Abwei- chungen [%]	A320-100 [kg]	Abwei- chungen [%]
Gl. Nach Torenbeek	2315	0,324	823	22,730	803	20,824
Gl. Nach Marckwardt basiert auf Daten aus To- renbeek	2179	-5,891	808	21,297	791	19,606
Gl. Nach Marckwardt basiert auf Daten aus Havilland	1852	-24,545	682	6,793	631	-0,749
Gl. Nach USAF (aus Roskam)	2607	11,507	886	28,256	826	23,040
Gl. Nach General Dyna- mics (aus Roskam)	3157	26,934	893	28,799	805	20,955
Gl. Nach Torenbeek (aus Roskam)	2429	5,008	861	26,135	840	24,281
Gl. Nach Boeing	2177	-5,972	835	23,796	835	23,796
Gl. Nach General Dyna- mics (LTH)	2617	11,849	685	7,213	628	-1,214
Gl. Nach North-American- Aviation (LTH)	9846	76,569	2549	75,053	2453	74,068
Gl. Nach Krämer (LTH)	2057	-12,170	1006	36,779	1006	36,779
Für Cargo/Transport weight (<i>Introduction to Aircraft Weight Engi- neering</i>)	2905	28,812	1031	43,811	951	39,075
Gl. General-Aviation (<i>In- troduction to Aircraft Weight Engineering</i>)	5514	58,161	1589	59,977	1547	58,879

Bei den Verfahren nach **North-American-Aviation (LTH)** und nach **General-Aviation (Introduction to Aircraft Weight Engineering)** sind die gerechnete Höhenleitwerksmassen zu hoch.

Tabelle 3.34 : Methoden zur Ermittlung der **Seitenleitwerksmasse** im Überblick

Verfahren	A340-300 [Kg]	Abwei- chungen [%]	A320-200 [Kg]	Abwei- chungen [%]	A320-100 [Kg]	Abwei- chungen [%]
Gl. Nach Torenbeek	1223,7	2,260	488,2	5,162	477	2,933
Gl. Nach Marckwardt basiert auf Daten aus To- renbeek	1379,2	13,280	546,0	15,203	534,6	13,385
Gl. Nach Marckwardt basiert auf Daten aus Havilland	1138,9	-5,012	454,2	-1,946	438,1	-5,688
Gl. Nach USAF (aus Roskam)	1314,8	9,035	449,4	-3,029	417,9	-10,787
Gl. Nach General Dyna- mics (aus Roskam)	1800,7	33,582	900,3	48,575	862,3	46,305
Gl. Nach Torenbeek (aus Roskam)	1282,4	6,740	491,4	5,770	479,9	3,512
Gl. Nach Boeing	1208	0,993	635	27,087	635	27,087
Gl. Nach General Dyna- mics (LTH)	919,5	-30,066	637,6	27,387	444,3	-4,216
Gl. Nach North-American- Aviation (LTH)	5268,8	77,300	1295	64,247	1275,6	63,704
Gl. Nach Krämer (LTH)	1197,7	0,144	546,2	15,236	546,2	15,236
Für Cargo/Transport <i>weight (Introduction to Aircraft Weight Engi- neering)</i>	1631,3	26,684	648,2	28,574	583,2	20,610
Für General-Aviation (<i>In- troductio n to Aircraft Weight Engineering</i>)	2674,8	55,287	1072	56,810	1032,8	55,168

Bei den Verfahren nach **North-American-Aviation (LTH)** und nach **General-Aviation (Introduction to Aircraft Weight Engineering)** sind die gerechnete Seitenleitwerksmassen zu hoch.

Um die Ergebnisse Anschaulicher zu gestalten sind als Nächstes, Diagramme vorgeführt.

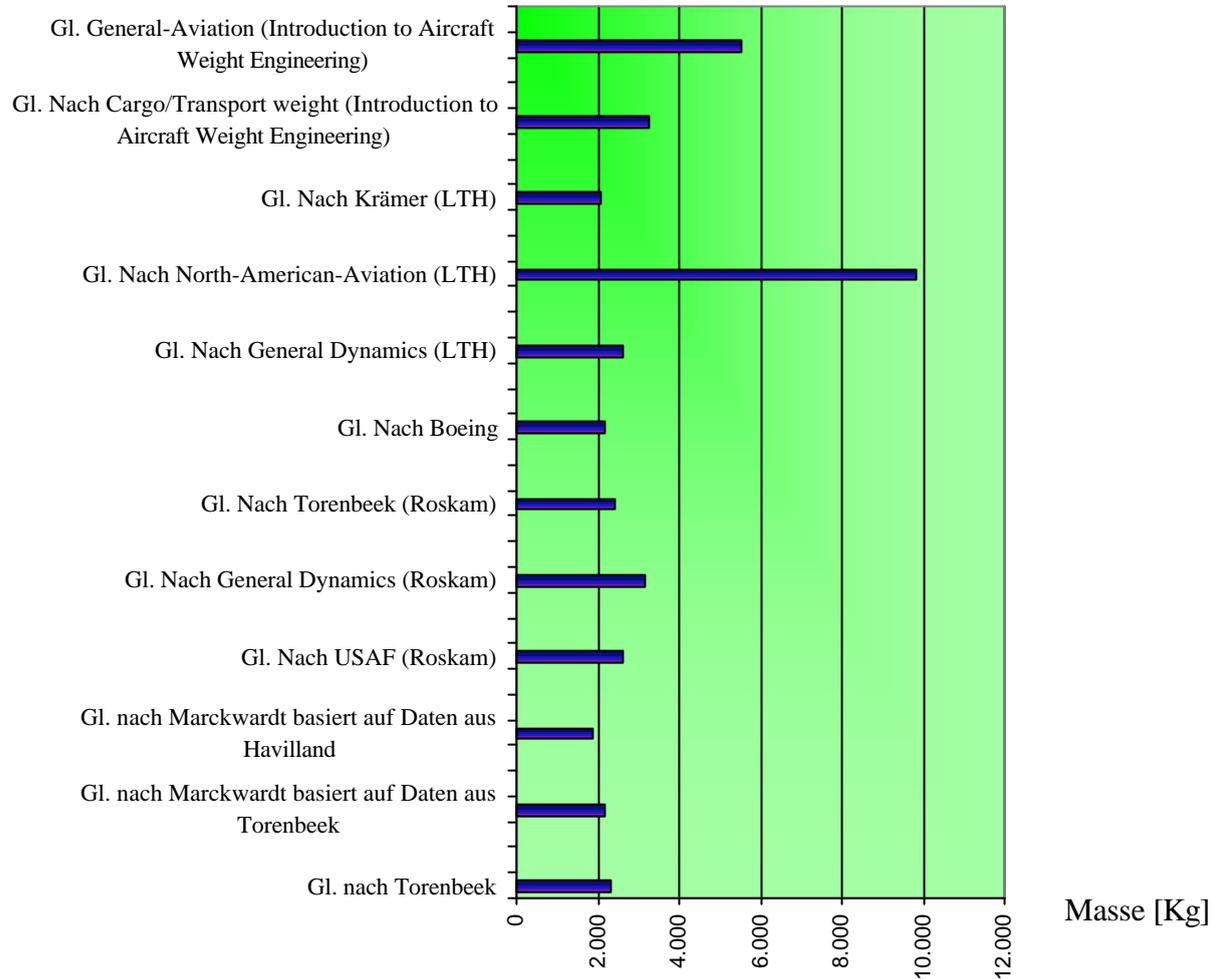


Bild 3.1 : Berechnung der Höhenleitwerksmasse nach verschiedenen Verfahren im Überblick (A340-300)

Aus dem oberen Bild ist zu erkennen daß, die Methode nach **North American-Aviation aus Luftfahrttechnisches Handbuch** nicht zu empfehlen ist. Das Verfahren für *General Aviation* aus **[Introduction to aircraft weight Engineering]** ist auch nicht Empfehlenswert.

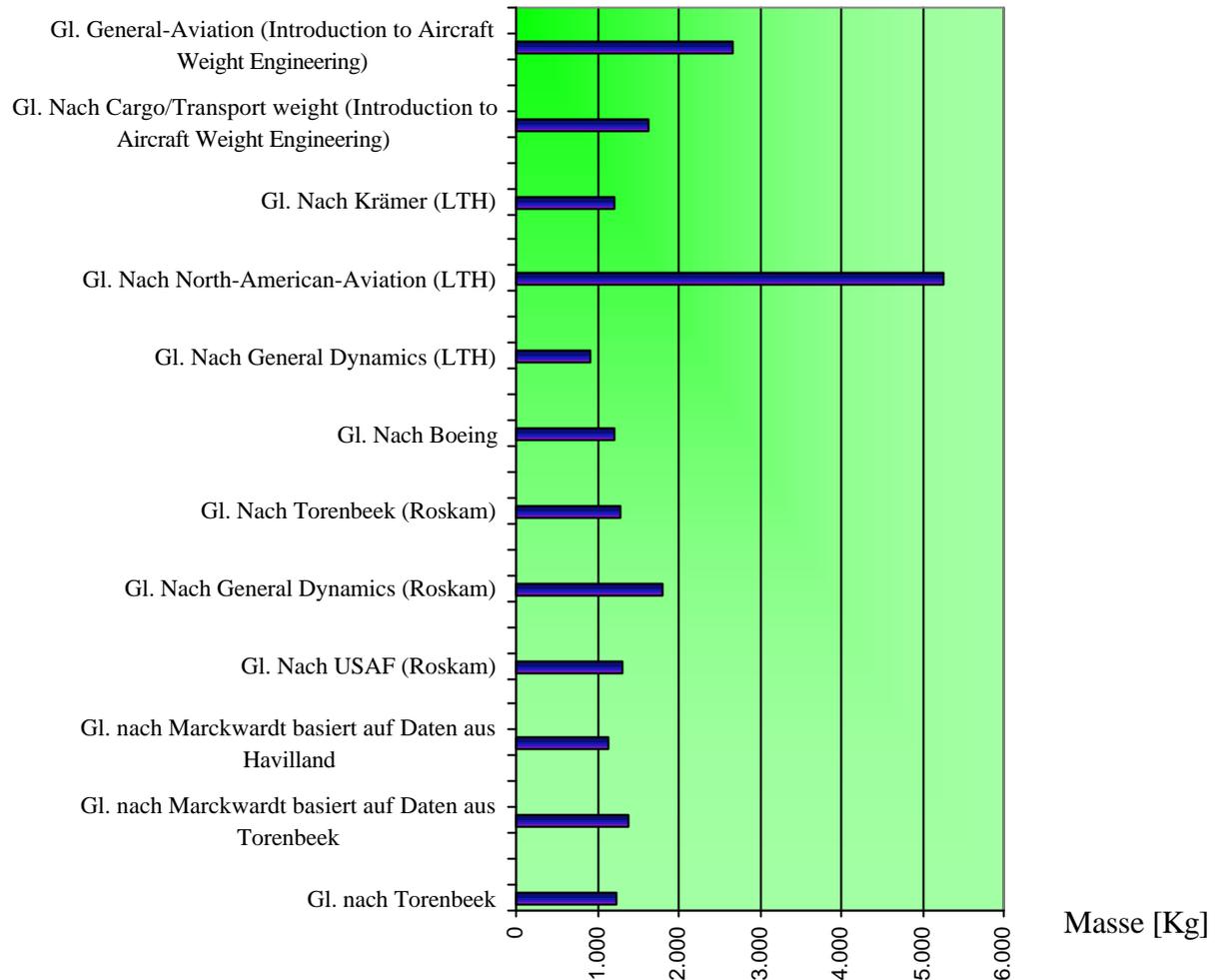


Bild 3.2 : Berechnung der Seitenleitwerksmasse nach verschiedenen Verfahren im Überblick (A340-300)

Aus dem oberen Bild ist zu erkennen daß, die Methode nach **North American-Aviation aus Luftfahrttechnisches Handbuch** nicht Empfehlenswert ist. Das war auch der Fall bei den Höhenleitwerksmassen. Diese Methode ist nicht gut geeignet. Das Verfahren für *General Aviation* aus **[Introduction to aircraft weight Engineering]** ist auch nicht Empfehlenswert.

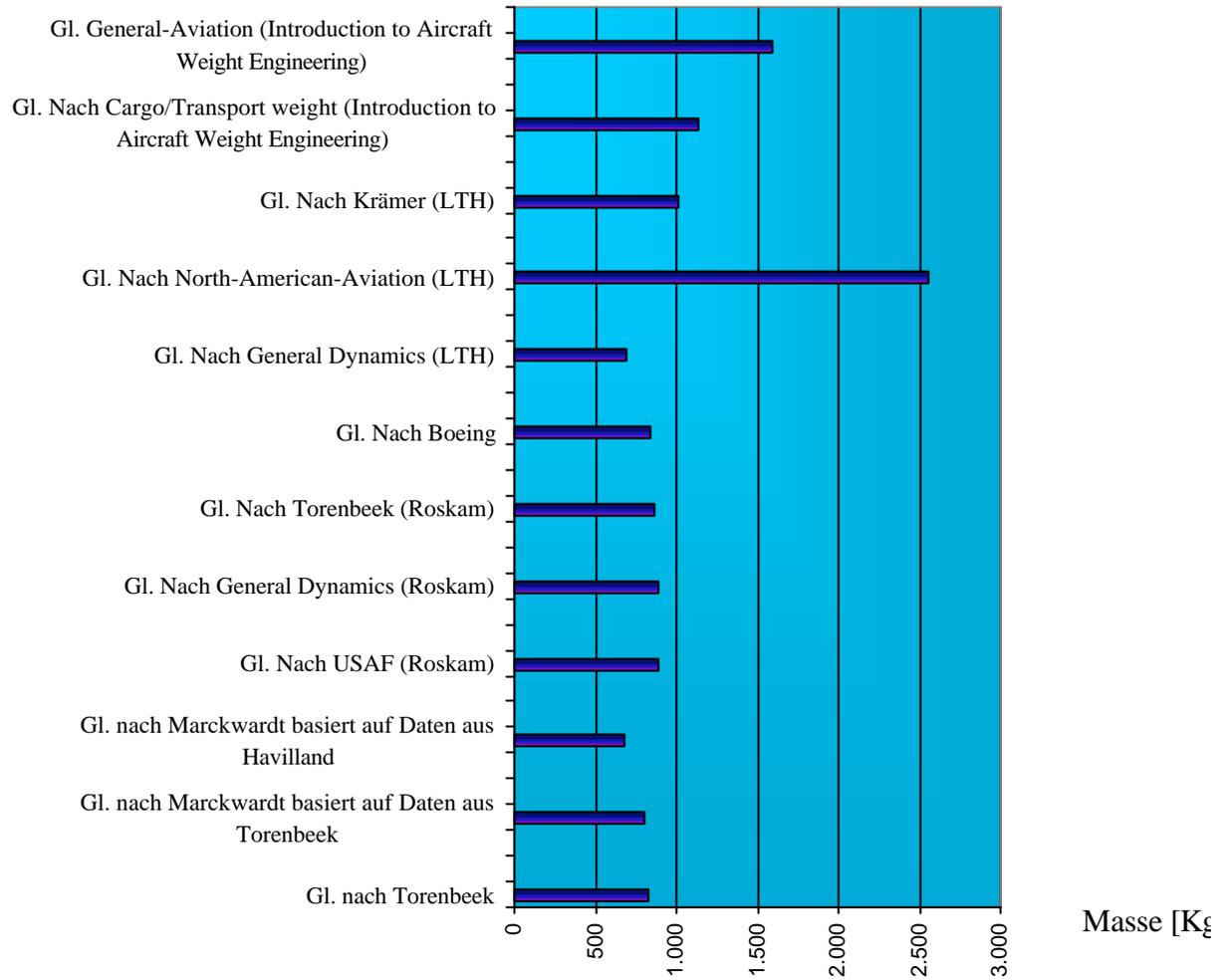


Bild 3.3 : Berechnung der Höhenleitwerksmasse nach verschiedenen Verfahren im Überblick (A320-200)

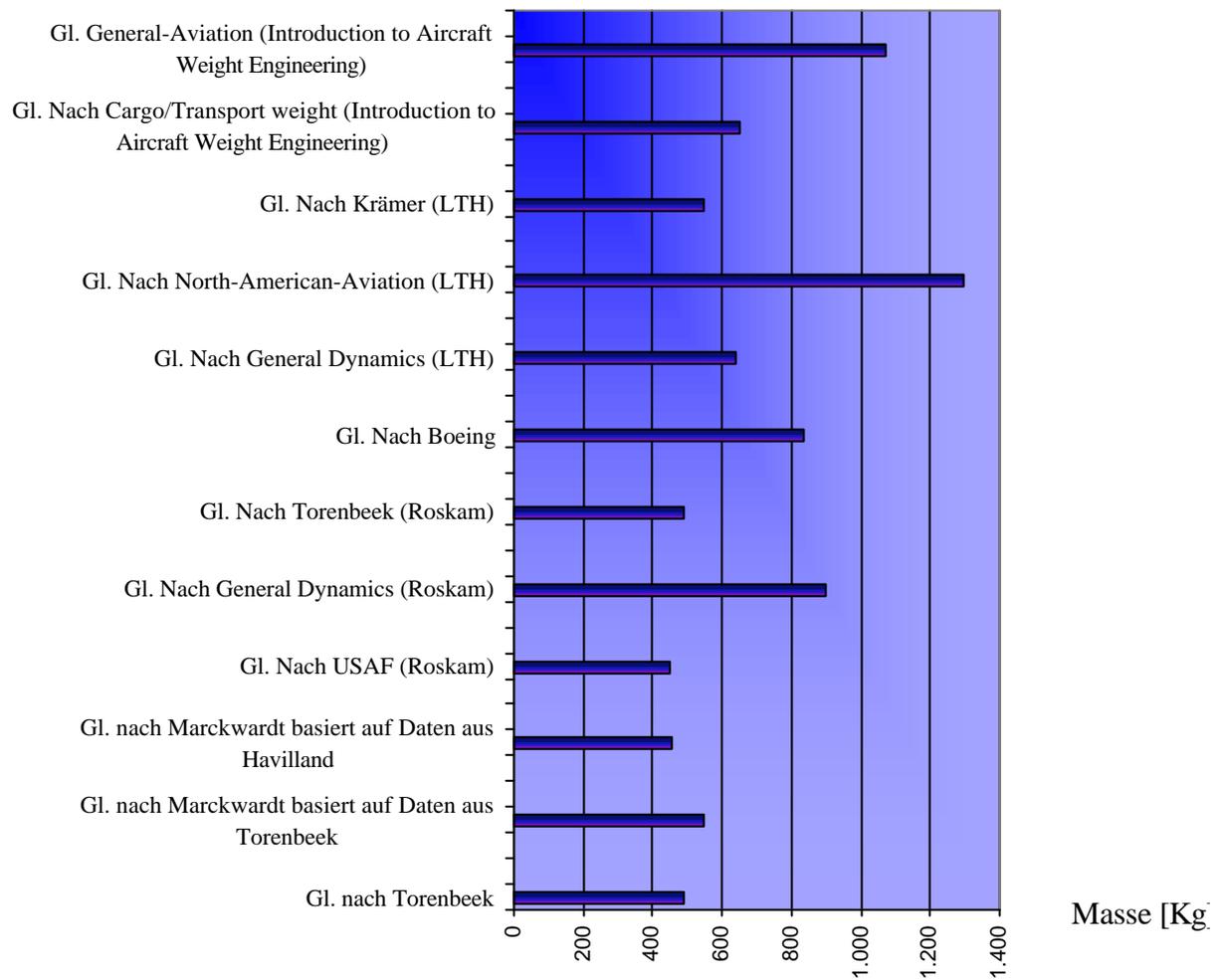


Bild 3.4 : Berechnung der Seitenleitwerksmasse nach verschiedenen Verfahren im Überblick (A320-200)

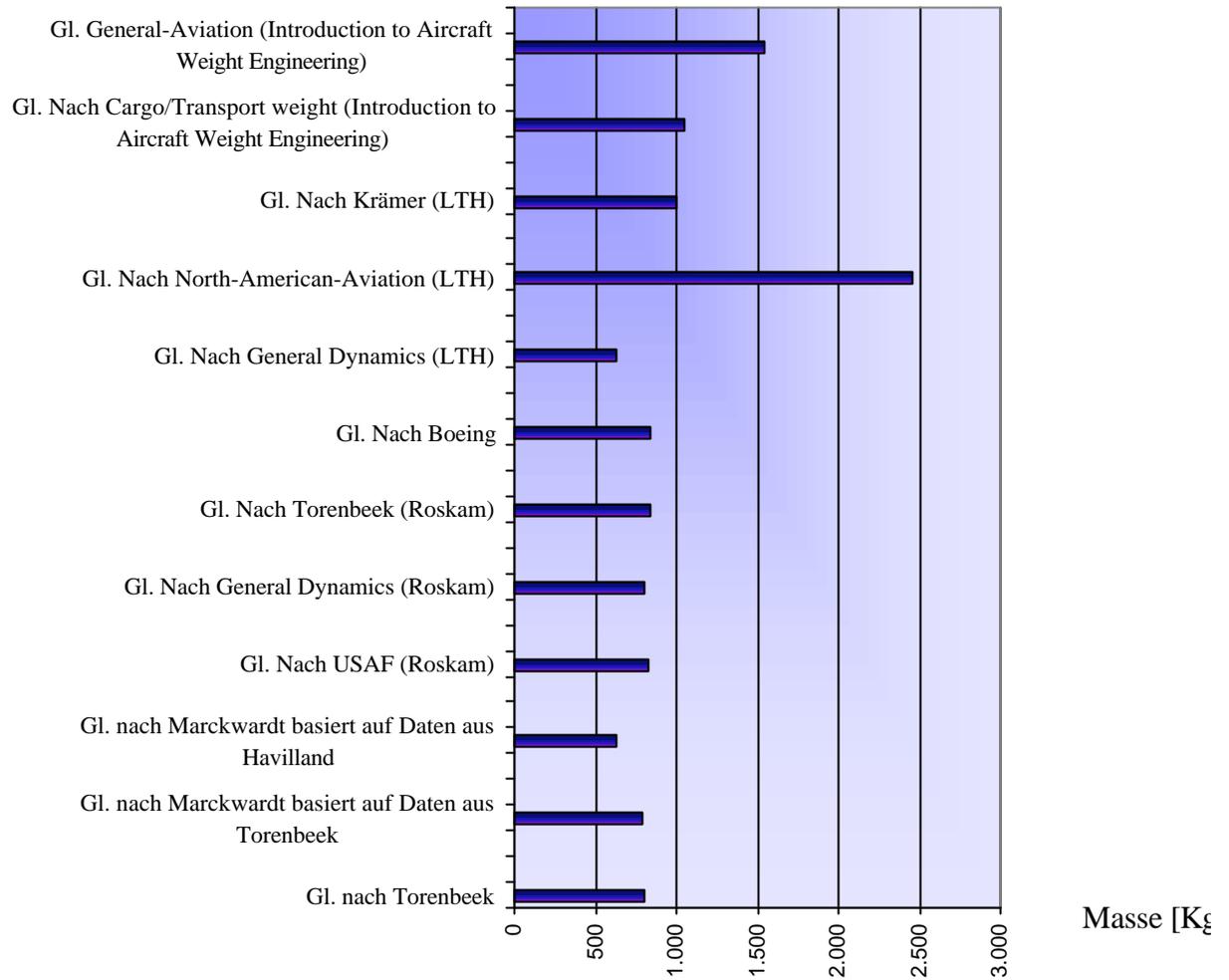


Bild 3.5 : Berechnung der Höhenleitwerksmasse nach verschiedenen Verfahren im Überblick (A320-100)

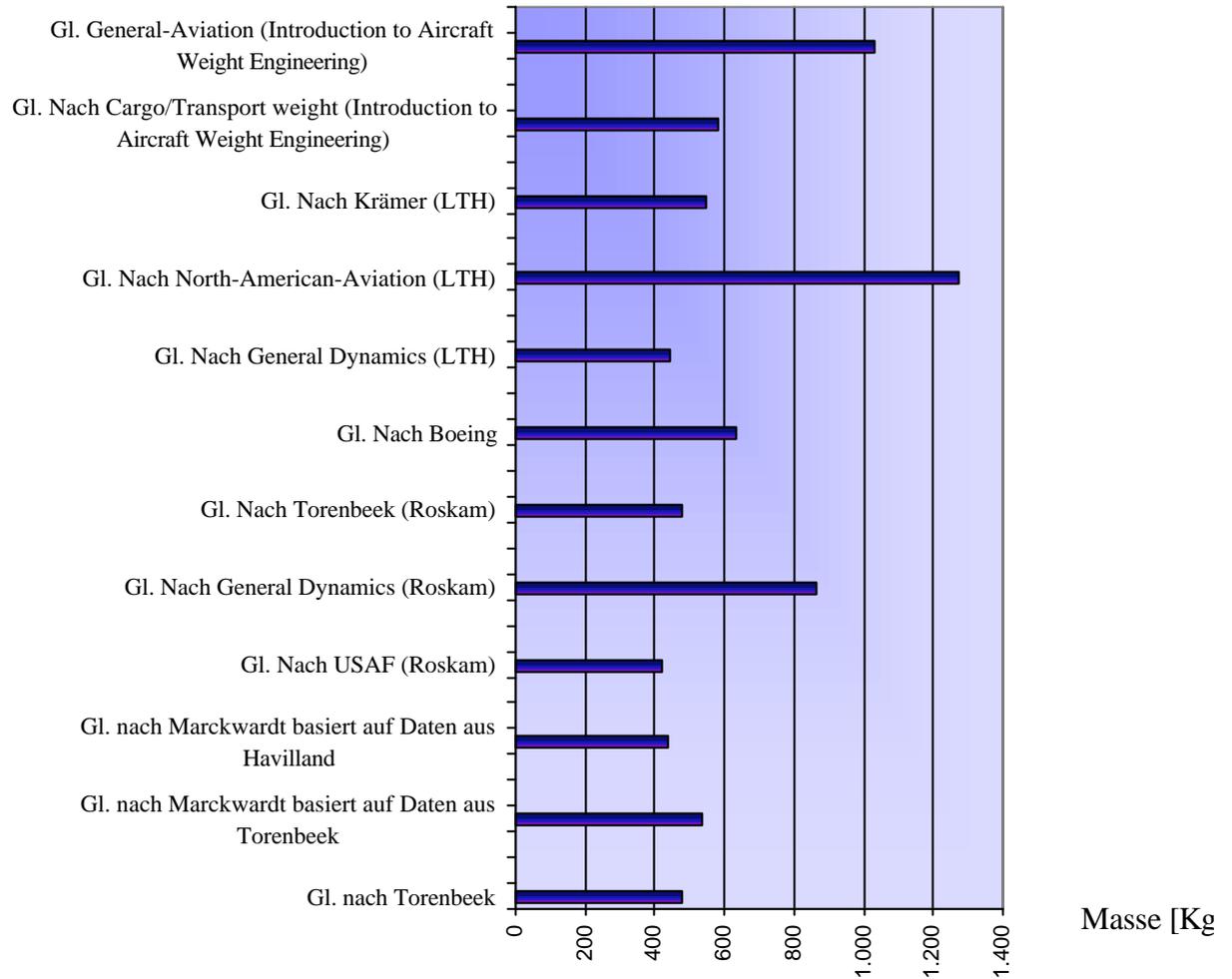


Bild 3.6 : Berechnung der Seitenleitwerksmasse nach verschiedenen Verfahren im Überblick (A320-100)

4. Einsatzausrüstung

Unter Einsatzausrüstung sind nach **ATA 100** zwei Punkt zu erwähnen :

Operational items

Standard items

Zu den *operational items* gehören :

Crew and baggage .

Manuals and navigational equipment.

Removable service equipment for cabin, galley, and bar.

Food and beverages, including Liquor.

Usable fluids other than those in useful load.

Life rafts, life vests, and emergency transmitters.

Aircraft cargo handling System and cargo container

Und zu *standard items* gehören:

Unusable fuel and other unusable fluids

Engine oil

Toilet fluid and chemical

Fire extinguishers, pyrotechnics, emergency oxygen equipment

Structure in galley, buffet, and bar

Supplementary electronic equipment

4.1 Gleichungen nach Torenbeek

N_{fc}	Fluganzahl (number of flight)
N_{cc}	Zahl der Crewmitglieder (number of cabin crew members respectively)
N_{pax}	Zahl der Passagiere (number of Passengers)
N_{wc}	Zahl der Toiletten (number of toilets / water closets;)
V_{ft}	Gesamt Treibstoff tankkapazität (total fuel tank capacity)
V_{ch}	Gesamt Cargovolumen (total cargo hold volume m ³)
W_{TO}	Max. Startgewicht (Max. Takeoff weight)
W_f	Treibstoffsmasse (fuel weight)

4.1.1 Flug und Kabine - Crew mit Gepäck und Flugausrüstung

$$93 \cdot N_{fc} + 68 \cdot N_{cc} \text{ [Kg]}$$

Für einen Flug:

Tabelle 4.1 Flug und Kabine- Crew mit Gepäck und Flugausrüstung nach **Torenbeek**

Flugzeuge	N _{fc}	N _{cc}	Insgesamt [kg]
A340-300	1,0	306	20901
A320-200	1,0	190	13013
A320-100	1,0	190	13013

4.1.2 Abnehmbar Bordküche und Ausrüstung für die Bar , Service für die Mahlzeit, konsumierbares Essen ,Drinks, Getränke, Kissen und Zeitungen.

Tabelle 4.2 Berechnung der in Punkt 4.1.2 geschriebene Ausrüstung nach **Torenbeek**

Für Pendler (commuter aeroplanes) :	0,453[kg]* Npax
Nur für Snacks :	2,270[kg]* Npax
Hauptmahlzeit, (Langstreckenflüge)	8,620[Kg]* Npax
Erste Klasse :	Alle Daten 2,27[kg] mehr
A340-300	3414,285 [Kg]
A320-200	2112,117 [Kg]
A320-100	2112,117 [Kg]

Npax Zahl der Passagiere

A340-300 Npax =295

A320-200 Npax =179

A320-100 Npax =179

4.1.3 Trinkbares Wasser und Chemikalien für die Toiletten

Tabelle 4.3 Ermittlung der Masse des Trinkbaren Wassers und Chemikalien nach **Torenbeek**

Kurze/mittlere Strecke	$54,4 * NWC$ oder $1,36 * Npax$
Langstreckenflugzeuge	$90,7 * NWC$ oder $2,95 * Npax$
A340-300	870,25 [Kg]
A320-200	528,05 [Kg]
A320-100	528,05 [Kg]

NWC: Anzahl der Toilette

4.1.4 Navigationsausrüstung (Notfall)

Tabelle 4.4 Ermittlung der Masse der Navigationsausrüstung nach **Torenbeek**

Langstreckenflugzeuge:	$3,4 [Kg] * Npax$
Notrutsch (Escape provisions) :	$0,453 [Kg] * Npax$
Feuermelder und Löschsystem, tragbare Löschgeräte jet a/c : $0,0012 * WTO$	
A340-300	1466,635 [Kg]
A320-200	782,087 [Kg]
A320-100	768,887 [Kg]

WTO: Take-off-weight

A340-300: 275000 kg

A320-200: 77000 kg

A320-100: 66000 kg

4.1.5 Zurückgebliebene Treibstoffe bzw. Öl.

Tabelle 4.5 Masse der zurückgebliebene Treibstoffe bzw. Öl.

Noch vorhandener Treibstoff	0,008*mMTO
Noch vorhandenes Öl	0,008*mMTO
Verbrauchtes Triebwerksöl	0,045*Wf
A340-300	8675 [Kg]
A320-200	2078 [Kg]
A320-100	1611 [Kg]

Wf: treibstoffsmasse nach **Airbus**

A340-300: 95000 kg

A320-200: 18806 kg

A320-100: 12335 kg

4.1.6 Versorgung für die Bordküchenstruktur (Speisekammer)

Tabelle 4.6 Bordküchenversorgung nach **Torenbeek**

Hauptmahlzeit (galley)	113,4 Kg (<i>each</i>)
Snacksvorratskammer :	45,3 Kg (<i>each</i>)
Kaffeebar :	29,5 Kg (<i>each</i>)
Σ =	188,2 [Kg]

4.1.7 Toilettenversorgung und Wassersystem

Tabelle 4.7 Masse für die Toilettenversorgung und Wassersystem nach **Torenbeek**

Medium/ langer Transport	136,0 Kg /Toilette
Kürzer Transport	75,0 Kg /Toilette
Pendler (Commuters)	38,5Kg /Toilette
A340-300	136 /8 =1088 [Kg]
A320-200	75 /4 =300 [Kg]
A320-100	75 /4 =300 [Kg]

4.1.8 Cargo

Cargo (cargo restraints and handling provisions) : =1,28Kg /m³ von Vch

Container oder Palette (cargo handling provisions) : =13,67Kg/m² von Vch (von Frachtbodenfläche von umwandelbare Passagiere/Cargo - Version.

Tabelle 4.8 Cargo nach **Torenbeek**

A340-300	206,59 kg
A320-200	48 kg
A320-100	48 kg

Vch: cargovolumen (Angaben nach **Uni-Würzburg**)

A340-300: 161,4 kg/m³

A320-200: 37,5 kg/m³

A320-100: 37,5 kg/m³

4.1.9 Befestigtes Sauerstoffsystem, tragbarer Sauerstoffsatz

Kurze bzw. Flüge die nicht über Wasser sind (no overwater flights)

Flughöhe über 7620 m : (9,1+0,227*N_{pax}) Kg

Unter 7620 m (13,6+0,544*N_{pax}) kg

Ausgestreckte Flüge über Wasser: (18,1+1,09*N_{pax}) Kg

Tabelle 4.9 Ermittlung der Sauerstoffsystemsmasse nach **Torenbeek**

A340-300	339,65 [Kg]
A320-200	49,733 [Kg]
A320-100	49,733 [Kg]

4.2 Boeing

4.2.1 Flugcrew

Tabelle 4.10 Flugcrew nach **Boeing**

Für kurze Inlandsflüge (short range)	2 jeweils 170 [lb]
Für normale Inlandsflüge	3 jeweils 170 [lb]
Für Langstreckenflugzeuge	3 jeweils 170 [lb]
A340-300	231,332 [Kg]
A320-200	231,332 [Kg]
A320-100	231,332 [Kg]

4.2.2 Kabinencrew

Alle Service für eine Stewardess –130 [lb] für 30 Passagiere

Tabelle 4.10 Kabinencrew nach **Boeing**

A340-300	579,842 kg
A320-200	351,836 kg
A320-100	351,836 kg

4.2.3 Gepäck der Crew (Baggage)

Tabelle 4.11 Gepäck der Crew nach **Boeing**

Für kurze Inlandsflüge (short range)	25 [lbs] pro Crew
Für normale Inlandsflüge	25 [lbs] pro Crew
Für Langstreckenflüge	33 [lbs] pro Crew
A340-300	4580,376 [Kg]
A320-200	2844,024 [Kg]
A320-100	2844,024 [Kg]

4.2.4 Aktentasche und Navigationsausrüstungen (Briefcases and Navigational Equipment)

Tabelle 4.12 Masse der Aktentasche und Navigationsausrüstungen nach **Boeing**

Für kurze Inlandsflüge (short range)	25 [lb]
Für normale Inlandsflüge	25 [lb]
Für Langstreckenflüge	100 [lb]
A340-300	45,359 [Kg]
A320-200	45,359 [Kg]
A320-100	45,359 [Kg]

4.2.5 Unbrauchbarer Treibstoff (Unuseable Fuel)

Der unbrauchbare Sprit kann aus dem Boeingdiagramm (siehe Anhang B) abgelesen werden.

Unuseable fuel/Gal.Capacity ~ 0,018

Tabelle 4.13 Unbrauchbarer Treibstoff nach **Boeing**

A340-300	2676,6	[1]
A320-200	429,3	[1]
A320-100	276,6	[1]

4.2.6 Öl (oil)

Zu diesem Punkt sind brauchbares und unbrauchbares Öl. Es liegt bei 50 [lb]

Tabelle 4.14 brauchbares und unbrauchbares nach **Boeing**

A340-300	22,680 kg
A320-200	22,680 kg
A320-100	22,680 kg

4.2.7 Notausrüstungen (Emergency Equipment)

Tabelle 4.15 Notausrüstung nach **Boeing**

Sauerstoff für alle Service	0,6 [lb]	Per Passagiere
Notrutsch für alle Service	0,015 [lb]	Per Passagiere
Rettungsfloß	6,0 [lb]	Per Passagiere
Rettungsweste	2,0 [lb]	Per Passagiere
Und die restliche Notausrüstung		
Für kurze Inlandsflüge (short range)	10 [lb]	
Für normale Inlandsflüge	10 [lb]	
Für Langstreckenflüge	50 [lb]	
A340-300	1175,450 [Kg]	
A320-200	722,158 [Kg]	
A320-100	722,158 [Kg]	

Für die **Notausrüstungen** wird nach Boeingdiagramm (siehe Anhang B) ein Wert von 2300 [lb] = 1043 [Kg] für die A340-300 mit 295 Passagiere abgelesen.

4.2.8 Passagiere Versorgung

1. Wasser

Tabelle 4.16 Wasser für die Passagiere nach **Boeing**

Für kurze Inlandsflüge (short range)	2,0 [lb] pro Crew
Für normale Inlandsflüge	3,5 [lb] pro Crew
Für Langstreckenflüge	6,0 [lb] pro Crew
A340-300	832,796 [Kg]
A320-200	517,095 [Kg]
A320-100	517,095 [Kg]

2. Chemikalien für die Toilette

Tabelle 4.17 Chemikalien für die Toilette nach **Boeing**

Für kurze Inlandsflüge (short range)	0,6 [lb] pro Crew
Für normale Inlandsflüge	1,0 [lb] pro Crew
Für Langstreckenflüge	1,3 [lb] pro Crew
A340-300	180,439 [Kg]
A320-200	112,037 [Kg]
A320-100	112,037 [Kg]

3. Bordküchestruktur

Tabelle 4.18 Bordküche nach **Boeing**

Für kurze Inlandsflüge (short range)	8,0 [lb] pro Crew
Für normale Inlandsflüge	[lb] pro 1. Klasse Crew 10 [lb] pro Touristenklasse Crew
Für Langstreckenflüge	25 [lb] pro 1. Klasse Crew 10 [lb] pro Touristenklasse Crew
A340-300	1406,136 [Kg]
A320-200	893,577 [Kg]
A320-100	893,577 [Kg]

4. Bordküchenausrüstung

Tabelle 4.19 Bordküchenausrüstung nach **Boeing**

Für kurze Inlandsflüge (short range)	3,0 [lb] pro Crew
Für normale Inlandsflüge	5,0 [lb] pro 1. Klasse Crew 3,0 [lb] pro Touristenklasse Crew
Für Langstreckenflüge	8,0 [lb] pro 1. Klasse Crew 4,0 [lb] pro Touristenklasse Crew
A340-300	553,383 [Kg]
A320-200	346,545 [Kg]
A320-100	346,545 [Kg]

5. Passagiere Serviceausrüstung

Tabelle 4.20 Passagiere Serviceausrüstung nach **Boeing**

Für kurze Inlandsflüge (short range)	2,0 [lb] pro Crew
Für normale Inlandsflüge	4,0 [lb] pro Crew
Für Langstreckenflüge	4,0 [lb] pro Crew
A340-300	535,239 [Kg]
A320-200	324,772 [Kg]
A320-100	324,772 [Kg]

4.2.8 Passagiere Versorgung (Fortsetzung)

6. Essen und Getränke

Tabelle 4.21 Essen und Getränke für die Passagiere nach **Boeing**

Für kurze Inlandsflüge (short range)	8,0 [lb] pro Crew
Für normale Inlandsflüge	[lb] pro 1. Klasse Crew 10 [lb] pro Touristenklasse Crew
Für Langstreckenflüge	[lb] pro 1. Klasse Crew 15 [lb] pro Touristenklasse Crew
A340-300	2075,185 [Kg]
A320-200	1299,542 [Kg]
A320-100	1299,542 [Kg]

4.2.9 Cargo Containers

1,6 [lb] / ft³ , für Containervolumen, das macht 25,6296 [Kg/m³]

Tabelle 4.22 Cargo Containers nach **Boeing**

A340-300	3690,654 [Kg]
A320-200	807,330 [Kg]
A320-100	807,330 [Kg]

5 Zusammenfassung

In dieser Studienarbeit wurden die aus der Literatur bekannten Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf behandelt. Dabei wurden gegebenenfalls auch die tatsächlichen Massen der Baugruppen von Passagierflugzeugen (A340-300, A320-200 und A320-100) herangezogen. Viele Daten konnten leider nur aus der Zeichnung abgelesen werden, so daß mit einer gewissen Ungenauigkeit zu rechnen war. Um ein besseren Überblick zu ermöglichen, wurden die Ergebnisse in Diagrammen veranschaulicht. Aus den Diagrammen, kann man dann feststellen, wie unterschiedlich oder wie ähnlich die Ergebnisse sind, von Methode zu Methode. Ein gutes Beispiel in dieser Arbeit war die Methode nach Torenbeek. Nach Unterlagen von Boeing konnten die Massen auch ganz gut gerechnet werden.

Zu dem Kapitel über die Einsatzrüstung konnten waren nur zwei Verfahren zu unterscheiden. Verfahren nach Boeing und Verfahren nach Torenbeek.

Literaturverzeichnis

- DaimlerChrysler** DAIMLERCHRYSLER AEROSPACE: <http://dasa.com> bzw <http://airbus.com> .(1999)
- Driggs 1950** DRIGGS, I. H.: *Aircraft design analysis*. In: Journal of the Royal Aeronautic Society, Vol. 54, S.65-116, 1950
- Jane´s 1992/1993** JANE, Frederick Thomas (Hrsg.): *Jane´s all the World´s Aircraft*. Couldsen : Jane´s Information Group Limited, 1992
- Kreuzer 1999** KREUZER, Helmut: *Am Start Moderne Verkehrsflugzeuge & Business Jets*. Erding Air Gallery Edition, 1999. - ISBN 3-9805934-0-1
- LTH-Gewichte 1981** ARBEITSKREIS GEWICHTE (AGE): *Luftfahrttechnisches Handbuch*. Band : *Gewichte*. Ottobrunn : (IABG), 1981
- Marckwardt 1997** MARCKWARDT, K.: *Unterlagen zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1997
- Roskam V** ROSKAM, Jan: *Airplane Design*. Bd. 5: *Preliminary Calculation of weight*. Ottawa, Kansas, 1989.
- Sanders 1957** SANDERS, K. L.: *Abschätzung des Flügelsgewichtes*. Luftfahrttechnik, S.224 ff, Oktober 1957
- Scholz 1998** SCHOLZ, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungs-Skript, 1998
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Normgerechtes Verfassen von Diplomarbeiten mit Hilfe einer Word-Musterdatei*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Dokument, 1999
- Staton 1996** STATON, Roy N.: *Introduction to Aircraft Weight Engineering*. Society of Allied Weight Engineers, Los Angeles 1996
- Torenbeek 1988** TORENBEEK, Egbert: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft : Delft University Press, 1982. - ISBN 90-247-2724-3
- Uni Würzburg** URL: <http://cip.physik.uni-wuerzburg.de/~pschirus/flugzeug/> (1999-07-23)

Anhang A

Parametern	A340-300
Spannweite ohne <i>Winglets</i> [m](1)	58,00
Spannweite [m](1)	60,30
Strukturelle Spannweite [m](4)	67,71
Flügelfläche [m ²](1)	361,6
Flügelstreckung (1)	9,26
Flügelpfeilung (¼-Profilschne) [°,'] • (1)	29,735
Flügeltiefe (4)	1,47
Flächenbelastung [Kg/m ²] (1)	761
Max. Tankkapazität [l] (1)	148700
Max. Startgewicht [kg] (1)	275.000
Max. Zero-fuel Weight [Kg] • (1)	180.000
Max. Leergewicht [kg] (5)	129000
Reisegeschwindigkeit [Machzahl] . • (1)	0,82
Reichweite [km] (1)	13.500
Max. Passagiere (1)	295
1.Klasse Passagiere	12
Frachtvolumen [m ³] (3)	161,4
(LD-3-Container) (5)	33
Containervolumen	144
Besatzung (3)	2
Max. Besatzung (5)	14,00
Zuspitzung (1)	0,29
Relative Profildicke innen (4)	0,174
Relative Profildicke außen (4)	0,092
Relative Profildicke (1)	0,153
Usable Fuel (4)	95000
ZH (4)	0
LH (4)	32,154
LV (4)	30,553
FW(intersction Fuselage-Htail) (4)	3,25

Parametern		A340-300
Höhenleitwerk		
Fläche	(1)	71,45
Strukturfläche	(4)	40,9
Fläche ohne Rumpfanteil	(4)	60,95
Spannweite	(1)	19,404
Elevator reference area	(4)	18
Streckung	(1)	5,270
Zuspitzung	(1)	0,378
Relative Profildicke	(1)	0,088
Relative Profildicke außen	(4)	0,090
Relative Profildicke innen	(4)	0,087
Wurzeldicke (Höhenleitw. tr)	(4)	0,9
Äußere Dicke (Höhenleitw. tt)	(4)	0,215
1/4 Chord SWP.	(1)	30
Seitenleitwerk		
Fläche	(1)	45,2
Strukturfläche	(4)	23,2
Rudderfläche	(4)	12
Spannweite	(1)	8,3
Streckung	(1)	1,524
Zuspitzung	(1)	0,397
Relative Profildicke	(1)	0,11
Relative Profildicke außen	(4)	0,231
Relative Profildicke innen	(4)	0,176
1/4 Chord SWP.	(1)	40
Wurzeldicke (Seitenleitw. tr)	(4)	0,8
Äußere Dicke (Seitenleitw. tt)	(4)	0,215
Spannweite [m]	(1)	34,09
Strukturelle Spannweite [m]	(4)	36,79
Flügelfläche [m ²]	(1)	122,40
Flügelstreckung	(4)	9,49
Flügelpfeilung (1/4 Profilssehne) [°,']	(4)	24,96
Flächenbelastung [kg/m ²]	(4)	600
Max. Tankkapazität [l]	(5)	23.850

Parametern		A340-300
Startgewicht [kg]	(3)	73.500
Max. Startgewicht [kg]	(5)	77.000
Max. Leergewicht mit Tanks [kg]	(3)	60.500
Max. Leertankgewicht [kg]	(1)	61.000
Max. Leergewicht [kg]	(1)	40.900
Max. Treibstoffgewicht [kg]	(3)	18.806
Max. Reisegeschwindigkeit	(1)	0,8
Reichweite [km]	(1)	5830
Parametern		A320-200
Max. Passagiere	(1)	179
Erste klasse	(3)	12
Frachtvolumen (Gesamt)	(4)	37,5
(LD3-46-Container)	(3)	7
Containervolumen	(4)	31,5
Besatzung	(5)	9
Zuspitzung (Flügel)	(4)	0,29
Relative Profildicke innen	(4)	0,194
Relative Profildicke außen	(4)	0,158
Relative Profildicke	(4)	0,185
ZH	(4)	1,07
LH	(4)	19,32
LV	(4)	15,125
FW(intersction Fuselage-Htail)	(4)	1,79
Höhenleitwerk		
Fläche	(4)	31
Fläche ohne Rumpfanteil	(4)	22,86
Strukturfläche	(4)	17,2
Spannweite	(4)	12,94
Elevator reference area	(4)	7,8
Streckung	(4)	5,4
Zuspitzung	(4)	0,3
Relative Profildicke	(4)	0,1015
Parametern		A320-200

Relative Profildicke außen	(4)	0,118
Relative Profildicke innen	(4)	0,096
Wurzeldicke Htr	(4)	0,6
Äußere Dicke (Höhenleitw. Tt)(4)		0,215
1/4 Chord SWP.	(4)	31,9
Seitenleitwerk		
Fläche	(4)	21,5
Rudderfläche	(4)	6
Spannweite	(4)	6,16
Strukturfläche	(4)	11,75
Streckung	(4)	1,76
Zuspitzung	(4)	0,35
Relative Profildicke	(4)	0,0841
Relative Profildicke außen	(4)	0,0769
Relative Profildicke innen	(4)	0,0865
Wurzeldicke Str.	(4)	0,6
Äußere Dicke (Seitenleitw. Tt)(4)		0,215
¼ Chord SWP.	(4)	36

Parametern (A320-100)		
Spannweite [m]	(3)	33,91
Strukturelle Spannweite [m](4)		36,59
Flügelfläche [m²]	(5)	122,50
Flügelstreckung	(4)	9,49
Flügelpfeilung (¼-Profilssehne) [°,'] (4)		24,96
Flächenbelastung [Kg/m²]	(3)	539
Max. Tankkapazität [l] (3)		15.365
Max. Startgewicht [Kg] (3)		66.000
Max. Leertanksgewicht [Kg] (3)		57.000
Leergewicht	(3)	38.160
Max. Reisegeschwindigkeit	(1)	0,8
Reichweite /18840Kg	(3)	3450
Passagiere	(1)	179
1.klasse	(2)	12
Frachtvolumen (Gesamt)	(4)	37,5

Parametern (A320-100)		
(LD3-46-Container)	(5)	7
Containervolumen	(4)	31,5
Besatzung	(5)	7 bis 9
Zuspitzung (Flügel)	(4)	0,29
Relative Profildicke innen	(4)	0,194
Relative Profildicke außen	(4)	0,158
Relative Profildicke	(4)	0,185
ZH	(4)	1,07
LH	(4)	18,57
LV	(4)	14,38
FW(intersction Fuselage-Htail)	(4)	1,79
Höhenleitwerk		
Fläche	(4)	31
Fläche ohne Rumpfantel	(4)	22,86
Strukturfläche	(4)	17,2
Spannweite	(4)	12,94
Elevator reference area	(4)	7,8
Streckung	(4)	5,4
Zuspitzung	(4)	0,3
Relative Profildicke	(4)	0,1015
Relative Profildicke außen	(4)	0,118
Relative Profildicke innen	(4)	0,096
Wurzeldicke Htr	(4)	0,6
Äußere Dicke (Höhenleitw. tt)	(4)	0,215
1/4 Chord SWP.	(4)	27
Seitenleitwerk		
Fläche	(4)	21,5
Rudderfläche	(4)	6
Strukturfläche	(4)	11,75
Spannweite	(4)	6,16
Zuspitzung	(4)	0,35
Relative Profildicke	(4)	0,0841
Relative Profildicke außen	(4)	0,0769
Relative Profildicke innen	(4)	0,0865
Streckung	(4)	1,76
¼ Chord SWP.	(4)	31,9
Wurzeldicke Str	(4)	0,6
Äußere Dicke (Seitenleitw. tt)	(4)	0,215

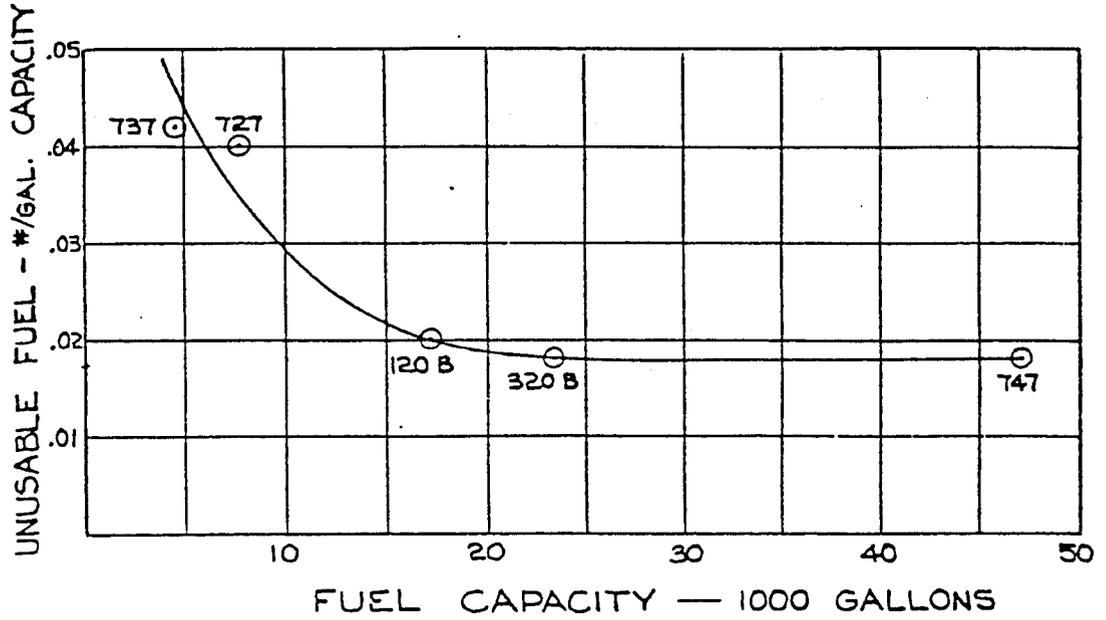
- (1) Airbus-Daten
- (2) *Jane's all the World's Aircraft*[92/93]
- (3) Uni-Würzburg-Daten
- (4) Werte aus der Zeichnung abgelesen bzw. gerechnet.
- (5) Kreuzer, Helmut [99]

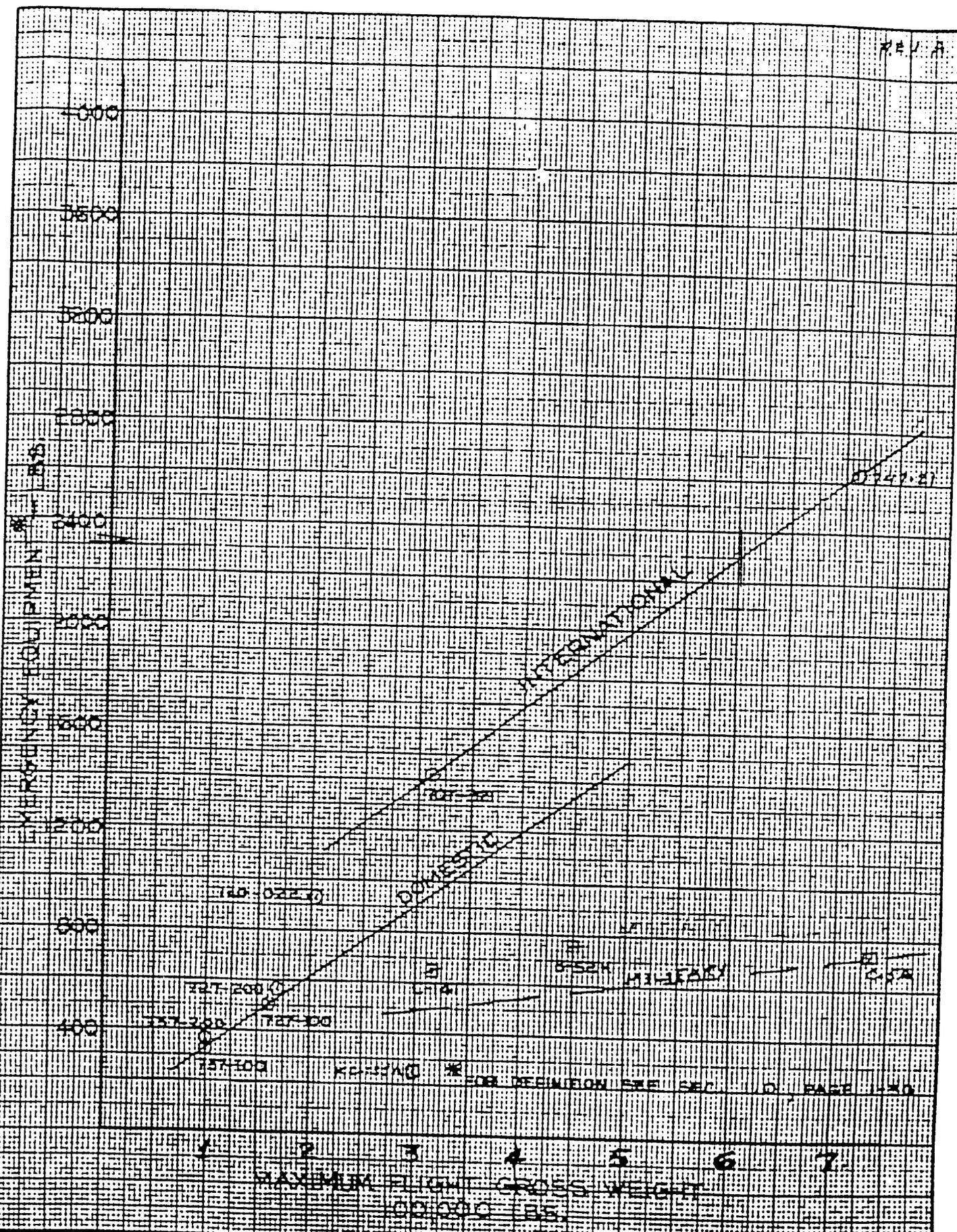
Anhang B

Boeing- Diagramme

6.5 Unuseable Fuel

The weight allowance for this item is taken from the chart below if layouts are not available for an accurate determination.





CALC	ALK	4-1-66	REVISED	DATE
CHECK			ALK	5-2-68
APR			ALK	2-13-69
APR				

EMERGENCY EQUIPMENT

D6-23201-TN
5.10

