

fachhochschule hamburg

FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK

Studiengang Flugzeugbau

Berliner Tor 5

D - 20099 Hamburg

Diplomarbeit

- Flugzeugbau -

Vergleich verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeug- baugruppen im frühen Flugzeug- entwurf

Verfasser: Eurico J. Fernandes da Moura

Abgabedatum: 13.02.01

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

2. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. H. Flüh



Kurzreferat

In der vorliegenden Diplomarbeit werden aus der Literatur bekannte Verfahren für den frühen Flugzeugentwurf zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen miteinander verglichen. Dabei werden auch die tatsächlichen Massen der Baugruppen der Passagierflugzeuge (A340-300 und A320-200) in den Vergleich einbezogen. Untersucht wurden die Massen folgender Flugzeugbaugruppen: Rumpf, Triebwerksgondel, Triebwerk, Bug- und Hauptfahrwerk. Weiterhin wurde die Masse der Flugzeugsysteme betrachtet. Ziel der Arbeit ist die Ermittlung der Massen der oben genannten Flugzeugbaugruppen mit Hilfe unterschiedlicher Verfahren, wie sie in der Literatur durch verschiedene Autoren (z. B. Torenbeek, Roskam, Raymer) oder durch Firmen (z. B. Boeing) oder durch Forschungsprogramme (Ergebnisse z. B. im Luftfahrt Technischen Handbuch) ermittelt wurden. Die jeweiligen Abweichungen der berechneten Massen gegenüber den von Airbus bekannten Massen werden in Diagrammen dargestellt. Mit einer durchschnittlichen Abweichung von etwa 10 % gegenüber den Zahlen von Airbus, scheinen die von Marckwardt angegebenen Verfahren recht geeignet zu sein. Es wurde auch festgestellt, dass die Boeing-Methode aus dem Jahre 1968 durchweg recht genaue Ergebnisse lieferte. Bei der Ermittlung der Masse der Flugzeugsysteme, stellte sich heraus, dass die Verfahren von Marckwardt 1997 angegebenen Verfahren neben denen von Torenbeek im hier betrachteten Vergleich die genauesten Ergebnisse lieferten.

Vergleich verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf

- Rumpf, Triebwerksgondel und Triebwerk, Flugzeugsysteme -

Diplomarbeit nach § 21 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

Es ist eine Literaturrecherche über Verfahren zur Masseprognose der Baugruppen von Passagierflugzeugen durchzuführen. Dabei sind zu untersuchen:

- Rumpf,
- Triebwerksgondel,
- Triebwerk,
- Bug- und Hauptfahrwerk,
- Flugzeugsysteme (pauschal und evtl. in einer getrennten Betrachtung).

Die unterschiedlichen Verfahren zur Masseprognose sollen am Beispiel ausgewählter Flugzeugtypen miteinander verglichen werden. Die so 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.

Erklärung

Ich versichere, daß ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbständig verfaßt und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

.....
Datum Unterschrift

Inhaltsverzeichnis

	Seite
Verzeichnisse der Bilder	8
Verzeichnisse der Tabellen	9
Liste der Formelzeichen	12
Liste der Abkürzungen	13
1 Einleitung	14
2 Rumpfmasse	16
2.1 Verfahren nach Torenbeek	16
2.2 Verfahren nach Marckwardt.....	18
2.3 Gleichungen nach Burt-Phillips aus Marckwardt 1997	21
2.4 Gleichungen aus Roskam	22
2.5 Gleichungen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch.....	25
2.6 Gleichungen nach Raymer	30
2.7 Rumpfmasse nach Boeing	31
3 Masse der Triebwerksgondel	36
3.1 Gleichungen nach Torenbeek.....	36
3.2 Gleichungen nach Marckwardt.....	36
3.3 Gleichungen aus Roskam	38
3.4 Gleichungen aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch.....	40
3.5 Gleichungen nach Raymer.....	41
3.6 Masse der Triebwerksgondel nach Boeing.....	43
4 Triebwerksmasse	47
4.1 Gleichung nach Torenbeek.....	47
4.2 Verfahren nach Marckwardt.....	47
4.3 Verfahren aus Roskam	49
4.4 Gleichungen aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch.....	51
4.5 Gleichungen nach Raymer.....	52
4.6 Masse des Triebwerks nach Boeing.....	53
5 Masse der Bug- und Hauptfahrwerke	58
5.1 Gleichung nach Torenbeek.....	58
5.2 Verfahren nach Marckwardt.....	59
5.3 Gleichungen aus Roskam	60

5.4	Gleichungen aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch.....	62
5.5	Gleichungen nach Raymer.....	63
5.6	Fahrwerksmasse nach Boeing.....	65
6	Masse der Flugzeugsysteme.....	70
6.1	Gleichung aus Scholz 1998.....	70
6.2	Verfahren nach Marckwardt.....	72
6.3	Gleichungen aus Roskam	73
6.4	Gleichungen aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch.....	85
6.5	Gleichungen nach Raymer.....	87
6.6	Masse der Flugzeugsysteme nach Torenbeek.....	90
6.7	Masse der Flugzeugsysteme nach Boeing.....	93
7	Zusammenfassung.....	95
	Literaturverzeichnis.....	96
	Anhang A Boeing-Diagramme.....	98
	Anhang B Flugzeugdaten.....	112

Verzeichnisse der Bilder

Bild 2.1	m_R / O_R nach Rumpfoberfläche aus Marckwardt 1997	19
Bild 2.2	m_R nach $d_R * l_R$ nach Marckwardt 1997	19
Bild 2.3	m_R als Funktion der m_A , n_{BR} und O_R , aus Boeing 1969	32
Bild 2.4	Abschätzung der m_R als Funktion der O_R nach Boeing 1969	33
Bild 2.5	Abweichungen der Rumpfmassen in Überblick (A340-300).....	34
Bild 2.6	Abweichungen der Rumpfmassen in Überblick (A320-200).....	34
Bild 3.1	Triebwerksbemaßung aus Marckwardt 1997	37
Bild 3.2	Triebwerksbemaßung nach Torenbeek 1988	42
Bild 3.3	Masse der Triebwerksgondel nach Gondelfläche aus Boeing 1969	44
Bild 3.4	Abweichungen der Gondelmassen in Überblick (A340-300).....	45
Bild 3.5	Abweichungen der Gondelmassen in Überblick (A320-200).....	45
Bild 4.1	Trockenmasse von Strahltriebwerken aus Marckwardt 1997	48
Bild 4.2	Trockenmasse von Turboproptriebwerken nach Marckwardt 1997	48
Bild 4.3	Trockenmasse von Turbojettriebwerken aus Roskam 1989	50
Bild 4.4	Abweichungen der Triebwerksmassen in Überblick (A340-300).....	56
Bild 4.5	Abweichungen der Triebwerksmassen in Überblick (A320-200).....	56
Bild 5.1	Fahrwerksmasse/Abflugmasse nach m_A aus Marckwardt 1997	59
Bild 5.2	Hauptfahrwerksmasse/Fahrwerksmasse nach m_A aus Marckwardt 1997	60
Bild 5.3	Masse des Bugfahrwerks (Struktur und Steuerung) aus Boeing 1969	67
Bild 5.4	Abweichungen der Fahrwerksmassen in Überblick (A340-300).....	68
Bild 5.5	Abweichungen der Fahrwerksmassen in Überblick (A320-200).....	68
Bild 6.1	Abschätzung der Masse der Flugzeugsysteme (Flugsteuerung, entspricht Gl. 6.2) nach Marckwardt 1997	71
Bild A4.1	Triebwerkszubehör nach Triebwerkschub, aus Boeing 1969	98
Bild A4.2	Triebwerkssteuerung in Funktion der Steuerungslänge, aus Boeing 1969	99
Bild A4.3	Triebwerkstartsystem in Funktion der Triebwerkanzahl, aus Boeing 1969	100
Bild A4.4	Treibstoffsystem eines Triebwerks in Funktion der Tankkapazität, aus Boeing 1969	101
Bild A4.5	Schubumkehrermasse in Funktion der Luftmassenströmung, aus Boeing 1969 ..	102
Bild A6.1	Masse der Instrumenten in Funktion der m_A , aus Boeing 1969	103
Bild A6.2	Masse der Steuerung in Funktion der Spannweite, aus Boeing 1969	104
Bild A6.3	Masse des hydraulischen Systems in Funktion der m_A , aus Boeing 1969	105
Bild A6.4	Masse des pneumatischen Systems in Funktion der max. m_A , aus Boeing 1969 ..	106
Bild A6.5	Elektronikmassen in Funktion der max. m_A , aus Boeing 1969	107
Bild A6.6	Masse der Einrichtung in Abhängigkeit von der N_{PAX} , aus Boeing 1969	108
Bild A6.7	Masse des Klimaanlage systems in Abhängigkeit von Volumen des Druckrumpfes, aus Boeing 1969	109
Bild A6.8	Masse des Anti- und Enteisierungssystems in Funktion der Spannweite, aus Boeing 1969	110
Bild A6.9	Volumen des Rumpfes (Bereich unter Druckbelastung) in Funktion der Rumpfoberfläche, aus Boeing 1969	111

Verzeichnisse der Tabellen

Tabelle 2.1	Rumpfmasse nach Gl. 2.1 aus Torenbeek 1988	16
Tabelle 2.2	Benetzte Fläche von Rumpf aus Torenbeek 1988	17
Tabelle 2.3	Rumpfmasse nach Bild 2.1 aus Marckwardt 1997	18
Tabelle 2.4	Rumpfmasse nach Bild 2.2 aus Marckwardt 1997	20
Tabelle 2.5	Rumpfmasse nach Gl. 2.6 aus Marckwardt 1997	20
Tabelle 2.6	Rumpfmasse nach Gl. 2.7 aus Marckwardt 1997	20
Tabelle 2.7	Rumpfmasse nach Gl. 2.8 aus Marckwardt 1997	20
Tabelle 2.8	Bruchlastfaktoren aus Marckwardt 1997	21
Tabelle 2.9	Abreißverhalten aus Marckwardt 1997	21
Tabelle 2.10	Rumpfmasse nach Burt-Phillips aus Marckwardt 1997	21
Tabelle 2.11	Rumpfmasse nach USAF aus Roskam 1989	23
Tabelle 2.12	Rumpfmasse nach General Dynamics aus Roskam 1989	24
Tabelle 2.13	Rumpfmasse aus Gl. 2.20 nach Torenbeek 1988 aus Roskam 1989	25
Tabelle 2.14	Rumpfmasse nach R. Ertringer (IABG/WTT) aus LTH 1981	26
Tabelle 2.15	Rumpfmasse aus Dr. W. Schneider (VFW) aus LTH 1981	28
Tabelle 2.16	Rumpfmasse nach Boeing aus LTH 1981	28
Tabelle 2.17	Rumpfmasse nach Gl. 2.27 aus Raymer 1992	31
Tabelle 2.18	Rumpfmasse nach Bild 2.3 aus Boeing 1969	33
Tabelle 2.19	Rumpfmasse nach Boeing 1969 aus Bild 2.4	33
Tabelle 2.20	Rumpfmassen nach Verschiedenen Verfahren in Überblick.....	35
Tabelle 3.1	Triebwerksgondelmasse nach Gl. 3.2 aus Torenbeek 1988	36
Tabelle 3.2	Triebwerksgondelmasse nach Gl. 3.3 aus Marckwardt 1997	37
Tabelle 3.3	Triebwerksgondelmasse nach General Dynamics aus Roskam 1989	39
Tabelle 3.4	Triebwerksgondelmasse nach R. Ertringer aus LTH 1981	40
Tabelle 3.5	Daten der Triebwerksgondel.....	41
Tabelle 3.6	Triebwerksgondelmasse nach Gl. 3.15 aus Raymer 1992	42
Tabelle 3.7	Massen der Triebwerksgondel nach Bild. 3.3 aus Boeing 1969	44
Tabelle 3.8	Massen der Triebwerksgondel in Überblick.....	46
Tabelle 4.1	Triebwerksmasse nach Gl. 4.1 aus Torenbeek 1988	47
Tabelle 4.2	Triebwerkstrockenmasse nach dem Bild 4.1 aus Marckwardt 1997	47
Tabelle 4.3	Triebwerksmasse nach dem Bild 4.3 aus Roskam 1989	50
Tabelle 4.4	Gesamte Masse des Schubumkehrers nach R. Ertringer aus LTH 1981	51
Tabelle 4.5	Triebwerkstrockenmasse nach der Gl. 4.6 aus Raymer 1989	52
Tabelle 4.6	Triebwerksteuerungsmasse aus Raymer 1992	52

Tabelle 4.7	Triebwerksmasse nach Gl. 4.8 aus Raymer 1992	53
Tabelle 4.8	Triebwerkszubehörmasse nach Bild A4.1 aus Boeing 1969	54
Tabelle 4.9	Masse der Triebwerkssteuerung nach Bild A4.2 aus Boeing 1968	54
Tabelle 4.10	Masse des Triebwerkstartsystems nach Bild A4.3 aus Boeing 1969	55
Tabelle 4.11	Masse des Treibstoffsystems nach Bild A4.4 aus Boeing 1969	55
Tabelle 4.12	Masse von Schubumkehrer nach dem Bild A4.5 aus Boeing 1969	55
Tabelle 4.13	Triebwerksmasse aus Boeing 1969	56
Tabelle 4.14	Triebwerksmassen in Überblick.....	57
Tabelle 5.1	Fahrwerksmasse nach Gl. 5.1 aus Torenbeek 1988	58
Tabelle 5.2	Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmasse aus Torenbeek 1988	58
Tabelle 5.3	Fahrwerksmasse nach Gl. 5.2 aus Marckwardt 1997	59
Tabelle 5.4	Fahrwerksmasse nach dem Bild 5.1 aus Marckwardt 1997	60
Tabelle 5.5	Fahrwerksmasse nach General Dynamics aus Roskam 1989	62
Tabelle 5.6	Hauptfahrwerksmasse nach Gl. 5.15 aus Raymer 1992	63
Tabelle 5.7	Masse des gesamten Fahrwerks aus Raymer 1992	64
Tabelle 5.8	Masse des Hauptfahrwerks nach Gl. 5.17 aus Raymer 1992	64
Tabelle 5.9	Fahrwerksmasse nach Gl. 5.18 aus Raymer 1992	64
Tabelle 5.10	Fahrwerksmasse nach Gl. 5.19 aus Boeing 1968	65
Tabelle 5.11	Fahrwerksmassen in Überblick.....	69
Tabelle 6.1	Masse der Flugzeugsysteme nach Gl. 6.1 aus Scholz 1998	70
Tabelle 6.2	Flugzeugsysteme (Flugsteuerung) nach Bild. 6.1 , aus Marckwardt 1997	72
Tabelle 6.3	Masse der Flugzeugsysteme nach Gl. 6.2 , aus Marckwardt 1997	72
Tabelle 6.4	Masse der Flugzeugsysteme nach Gl. 6.3 , aus Marckwardt 1997	72
Tabelle 6.5	Masse der Flugzeugsysteme Teil 1 und Teil 2 , aus Marckwardt 1997	72
Tabelle 6.6	Masse der Flugsteuerung nach USAF aus Roskam 1989	74
Tabelle 6.7	Masse der Flugsteuerung nach General Dynamics aus Roskam 1989	74
Tabelle 6.8	Masse der Flugsteuerung nach Torenbeek aus Roskam 1989	75
Tabelle 6.9	Masse des Hydraulischen Systems nach Gl. 6.15 aus Roskam 1989	75
Tabelle 6.10	Masse des elektrischen Systems nach USAF aus Roskam 1989	76
Tabelle 6.11	Elektrisches, hydraulisches und pneumatisches Systems nach Torenbeek aus Roskam 1989	77
Tabelle 6.12	Masse des elektrischen Systems nach General Dynamics aus Roskam 1989	77
Tabelle 6.13	Masse der Instrumenten nach General Dynamics aus Roskam 1989	79
Tabelle 6.14	Masse der Instrumenten, Avionik und Elektronik nach Torenbeek aus Roskam 1989	79

Tabelle 6.15	Masse der W_{api} nach General Dynamics aus Roskam 1989	80
Tabelle 6.16	Masse der W_{api} nach Torenbeek aus Roskam1989	81
Tabelle 6.17	Masse der W_{ox} nach General Dynamics aus Roskam 1989	81
Tabelle 6.18	Masse der W_{ox} nach Torenbeek aus Roskam 1989	82
Tabelle 6.19	Masse der W_{ox} nach Torenbeek aus Roskam 1989	82
Tabelle 6.20	Masse der W_{fur} nach Torenbeek aus Roskam 1989	83
Tabelle 6.21	Masse der W_{fur} nach General Dynamics aus Roskam 1989	84
Tabelle 6.22	Masse der W_{fur} nach Torenbeek aus Roskam 1989	84
Tabelle 6.23	Masse der Steuerwerkanlage nach R. Ertinger aus LTH 1981	85
Tabelle 6.24	Masse von elektronischer Anlage nach H. L. Roland aus LTH 1981	86
Tabelle 6.25	Masse von elektronischer Anlage nach Mauch/Gebel aus LTH 1981	86
Tabelle 6.26	Masse der Instrumenten nach Gl. 6.48 aus Raymer 1992	87
Tabelle 6.27	Masse der Avionik nach Gl. 6.51 aus Raymer 1992	88
Tabelle 6.28	Masse der Einrichtung nach Gl. 6.52 aus Raymer 1992	88
Tabelle 6.29	Masse der $W_{fuel\ system}$ nach Gl. 6.56 aus Raymer 1992	89
Tabelle 6.30	Masse der Avionik nach Gl. 6.60 aus Raymer 1992	89
Tabelle 6.31	Masse der Einrichtung nach Gl. 6.61 aus Raymer 1992	90
Tabelle 6.32	Masse der Ausrüstung nach Gl. 6.64 aus Torenbeek 1988	90
Tabelle 6.33	Masse der Flugsteuerung nach Gl. 6.65 aus Torenbeek 1988	91
Tabelle 6.34	Masse des Cockpitsystems nach Gl. 6.64 aus Torenbeek 1988	91
Tabelle 6.35	Masse des Automatischen Systems nach Gl. 6.65 aus Torenbeek 1988	92
Tabelle 6.36	Masse des Treibstoffsystems nach Gl. 6.66 aus Torenbeek 1988	92
Tabelle 6.37	Masse der Hydraulik und Pneumatik aus Torenbeek 1988	92
Tabelle 6.38	Masse der Instrumenten nach Bild A6.1 aus Boeing 1969	93
Tabelle 6.39	Masse der Steuerung nach Bild A6.2 aus Boeing 1969	93
Tabelle 6.40	Masse der Hydraulik nach Bild A6.3 aus Boeing 1969	94
Tabelle 6.41	Masse des pneumatischen Systems nach Bild A6.4 aus Boeing 1969	94
Tabelle 6.42	Masse der Elektronik nach Bild A6.5 aus Boeing 1969	94
Tabelle 6.43	Masse der Einrichtung (<i>furnishings</i>) nach Bild A6.6 aus Boeing 1969	94
Tabelle 6.44	Masse des Klimaanlage systems (<i>air conditioning</i>) nach Bild A6.7 aus Boeing 1969	94
Tabelle 6.45	Masse des Anti- und Enteisungssystems nach Bild A6.8 aus Boeing 1969	94

Liste der Formelzeichen

b	Spannweite
d	Durchmesser
d_F	äquivalenter Rumpfdurchmesser
g	Erdbeschleunigung
h	1.) Flughöhe; 2.) Höhe
k	Konstante
l	Länge oder Hebelarm
M	Machzahl oder Moment um die Querachse
m_A	Abflugmasse
m_F	Kraftstoffmasse (<i>fuel mass</i>)
m_{MF}	maximale Kraftstoffmasse
m_{MTO}	maximale Startmasse (<i>maximum take-off mass</i>)
m_{MZF}	maximale Leertankmasse (<i>maximum zero fuel mass</i>)
m_R	Rumpfmasse
n	Lastvielfaches oder Anzahl
n_{lim}	sicheres Lastvielfaches (limit load factor)
n_{ult}	Bruchlastfaktor (ultimate load factor)
O_R	Rumpfoberfläche
P	Leistung
q	Staudruck
R	Reichweite (<i>range</i>)
S	Fläche (<i>surface area</i>)
T	Schub (<i>Thrust</i>)
V	Fluggeschwindigkeit (<i>velocity</i>)
V_D	Sturzfluggeschwindigkeit (<i>dive speed</i>)
w	Breite (<i>width</i>)
W_{api}	Masse der Klimaanlage, Druckregler, Anti- und Enteisungssystem
W_{ox}	Masse des Sauerstoffsystems

Griechische Formelzeichen

φ	Pfeilung (in amerikanischer Literatur: Λ)
λ	Zuspitzung
I_F	Schlankheitsgrad des Rumpfes
σ	relative Luftdichte
Λ	Flügelstreckung

Liste der Abkürzungen

BRP	Nebenstromverhältnis (<i>bypass ratio</i>)
CABIN	Kabine
CARGO	Frachtraum
CG	Schwerpunkt (center of gravity)
ef	Austritt aus dem Fan (f an exhaust opening)
EFCS	<i>electronic flight control system</i>
eg	Austritt aus der Gasturbine (g as generator exhaust opening)
F	Kraftstoff (fuel) oder Rumpf (fuselage)
Fan Cowling	Verkleidung des Fans
F/C	<i>flight control</i> (Flugsteuerung)
FUR	<i>furnishings</i> (Einrichtung)
g	Gasturbine (gas generator)
Gasgenerator Cowling	Verkleidung der Gasturbine
GE	<i>General Electric</i>
H	Höhenleitwerk (<i>horizontal tail</i>)
L	Landung (l anding)
MAC	mittlere aerodynamische Flügeltiefe, Tiefenlinie (<i>mean aerodynamic chord</i>)
MD	<i>design diving Mach Number</i>
ML	maximale Landemasse (maximum landing weight)
MTO	maximale Startmasse (<i>maximum take off weight</i>)
N	Triebwerksgondel (nacelle)
OE	Leermasse (<i>operating empty</i>)
p	Endstück eines Triebwerks (p lug)
PAX	Passagier (passenger, p ax)
Plug	Endstück eines Triebwerks (p lug)
SAWE	international society of Allied Weight Engineers
TL	Turbinen- Luftstrahltriebwerk
VD	design diving speed
ZTL	Turbinen- Luftstrahltriebwerk
wet	benetzt (w etted)

1 Einleitung

In dieser Diplomarbeit werden, am Beispiel ausgewählter Passagierflugzeuge, die Massen der Baugruppen (bzw. Massengruppen) mit Hilfe unterschiedlicher Verfahren zur Masseprognose ermittelt und miteinander verglichen. Dabei werden auch die tatsächlichen Massen der Baugruppen von Passagierflugzeugen herangezogen. Hierin sind die einzelnen Massen der Baugruppen auf Abweichungen zur realen Masse 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 einen Überblick über die unterschiedlichen Verfahren bei der Berechnung der Rumpfmasse. Die gerechneten Massen werden in Diagrammen veranschaulicht.

Abschnitt 3 behandelt die unterschiedlichen Verfahren bei der Berechnung der Massen der Triebwerksgondel.

Abschnitt 4 behandelt die Triebwerksmasse.

Abschnitt 5 behandelt die Masse der Bug- und Hauptfahrwerke.

Abschnitt 6 behandelt die Masse der Flugzeugsysteme.

Anhang A enthält die Diagramme von **Boeing 1968**

Anhang B enthält die Flugzeugdaten. Hier befinden sich die sämtliche Flugzeugparameter

Ziel der Arbeit ist die Ermittlung der Massen der Flugzeugbaugruppen mit Hilfe unterschiedlicher Verfahren (wie z.B. nach Torenbeek, nach Boeing oder nach Raymer). Diese Verfahren werden anschließend miteinander verglichen. Somit ist es möglich die unterschiedlichen Verfahren besser zu beurteilen. Die errechneten Massen werden in Diagrammen veranschaulicht. Dabei werden drei Flugzeugmuster berücksichtigt (A340-300, A330-200 und die A320-200). Für die A330-200 wurde aber kein Vergleich mit den tatsächlichen Massen durchgeführt.

1.2 Literaturübersicht

1.2.1 Literatur für die Datensammlung

Als eine gute Datensammlung ist die Homepage von **Pschirus 1999** zu nennen. Die Internetseiten der **EADS 2000** sind dagegen nicht hilfreich, da hier nur wenige Daten zu finden sind. Aus den Internetseiten von **Arnold 2001** (www.arnoldpublishers.com), konnte ich viele nützliche Daten übernehmen. Weitere Quellen sind die Homepage von **CFM international 1998** (<http://www.cfm56.com/home.htm>) und die von **General Electric Co. 2000** (http://www.geae.com/lrgcom/cf6/cf6_comm_80e1.htm).

Als sechste Quelle ist das Buch "Am Start moderne Verkehrsflugzeuge & Business Jets" von **Kreuzer 1999**. Es gibt einen kurzen Überblick der zur Zeit als *modern* bezeichneten Flugzeuge. Hier sind nur grundsätzliche Daten verzeichnet. Neben dem Entwicklungsgrund und einer kurzen Beschreibung wird von jedem Flugzeug ein Farbbild gezeigt.

Viele Daten dieser Diplomarbeit sind aus dem Werk "Jane's all the world aircraft" entnommen worden. Dieses Werk enthält Daten von Flugzeugen aus der ganzen Welt. Die in dieser Arbeit verwendeten Daten sind größtenteils **Jane's 1992 bzw. 1996** 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. Das Werk mit dem Titel "Das große Buch der Passagierflugzeuge" ist ohne Zweifel, bedeutungsvoll. Für das Kapitel 5 wurde unter anderen, das Werk von **Currey 1988** "*Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*" verwendet.

1.2.2 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: "*Synthesis of Subsonic Airplane Design*" von **Torenbeek 1988** und "*Airplane Design*" von **Roskam 1989**, in dem sich jedoch lediglich Gleichungen aus anderen Quelle finden. Es wurden auch folgende Unterlagen verwendet: Unterlagen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch Band: Gewichte, sowie Unterlagen von **Boeing 1968**. Weitere Unterlagen die für diese Diplomarbeit benutzt wurden, sind: "*Paper* von **Berry 2000**" (Titel ist *Sizing the Landing Gear in the Conceptual Design Phase*) und ein Artikel aus "*Flight International*" **2000** (Bericht über Triebwerke) sowie das "Skript zur Vorlesung Flugzeugtriebwerke" von **Bräunling 1997**.

2 Rumpfmasse

2.1 Verfahren nach Torenbeek

Torenbeek bezieht seine Daten aus einer großen Zahl verschiedener Veröffentlichungen. Insbesondere wurden derer der *International Society of Allied Weight* genutzt, **Scholz 1998**. In dieser Diplomarbeit werden aus **Torenbeek 1988** nur die wichtigsten **Gleichungen** mit dem Schwerpunkt bei den Transportflugzeuge wiedergegeben.

Für Sturzfluggeschwindigkeiten $V_D > 250$ kts (=128.6 m/s) EAS ist:

$$m_F = 0.23 \cdot \sqrt{V_D \cdot \frac{l_H}{w_F + h_F}} \cdot S_{F,wet}^{1.2} \quad (2.1)$$

Tabelle 2.1: Rumpfmasse nach **Gl. 2.1** aus **Torenbeek 1988**

Flugzeuge	V_D [m/s]	l_H [m]	w_F [m]	h_F [m]	$S_{F,wet}$ [m ²] *	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	216,6	26,5	5,64	5,64	977,2	23105	-9,9
A330-200	216,6	23,3 ³	5,64	5,64	894,0	18297	-
A320-200	207,9	13,53	3,95	4,14	465 ²	7358	-20,6

³ wurde aus **Endres 2000** abgelesen

² wurde aus dem **Bild 2.1** abgelesen

* wurde nach **Gleichung 2.4** ermittelt

V_D läßt sich aus der Gleichung 2.3 ausrechnen

l_H , h_F und w_F sind aus den Internetseiten von **Arnold 2001** entnommen.

Folgende Korrekturen sind zu beachten:

- + 8% für eine Druckkabine (*pressure cabin*)
- + 4% für Triebwerke am Rumpfheck
- + 7% für ein Hauptfahrwerk, das am Rumpf befestigt ist
- 4% wenn der Rumpf keinen Fahrwerksschacht (*landing gear bay*) enthält
- + 10% für ein Frachtflugzeug mit einem verstärkten Kabinenboden (*cabin floor*)

Gleichung 2.1 kann zur Abschätzung der separaten Masse eines Leitwerksträgers (*tail boom*) genutzt werden. Wenn ein Hauptfahrwerksbein im Leitwerksträger untergebracht ist, wird die Masse um 7% erhöht, aus **Scholz 1998**.

V_D Sturzfluggeschwindigkeit (*dive speed*) in **m/s** äquivalenter Fluggeschwindigkeit (*equivalent airspeed*), V_{EAS} . V_{EAS} ist eine Funktion der wahren Fluggeschwindigkeit (*true airspeed*), V_{TAS} .

$$V_{EAS} = V_{TAS} \cdot \sqrt{\mathbf{s}} \quad \text{mit } \mathbf{s} = \frac{\mathbf{r}}{\mathbf{r}_0} \tilde{n}$$

$$V_D = M_D \cdot a \quad \text{mit } a^2 = \mathbf{g} \cdot \frac{\rho}{\mathbf{r}} \quad \text{aus der Thermodynamik}$$

a ist die Schallgeschwindigkeit und \tilde{a} ist der Isentropenexponent. Für Luft gilt $\tilde{a} = 1.4$

M_D Sturzflugmachzahl (*dive Mach number*). Nach JAR-23.335(b) bzw. JAR-25.335(b) und Praxiserfahrung ist M_D um 0.05 ... 0.09 höher als M_C bzw. M_{M0} ,

l_H Hebelarm des Höhenleitwerks, ist der Abstand der Neutralpunkte von Flügel und Höhenleitwerk,

w_F maximale Rumpfbreite (*fuselage width*),

h_F maximale Rumpfhöhe (*fuselage height*),

$S_{F, wet}$ Fläche des Rumpfes (*fuselage wetted area*) in **m²**

V_C und V_D lassen sich auch nach der **Gl. 2.2** und **Gl. 2.3**, aus **Marckwardt 1997**, ausrechnen.

$$V_C = 217[m/s] \cdot M_{M0} \quad (2.2)$$

A340-300	186,62 m/s
A330-200	186,62 m/s
A320-200	177,94 m/s

$$\text{und} \quad V_D = V_C + 30[m/s] \quad (2.3)$$

A340-300	216,6 m/s
A330-200	216,6 m/s
A320-200	207,9 m/s

Die **benetzte Fläche** von **Rümpfen mit zylindrischem Mittelteil** ist für $\lambda_F \geq 4.5$ aus Torenbeek 1988.

$$S_{wet,F} = \mathbf{p} \cdot d_F \cdot l_F \cdot \left(1 - \frac{2}{I_F}\right)^{2/3} \cdot \left(1 + \frac{1}{I_F^2}\right) \quad (2.4)$$

Tabelle 2.2: Benetzte Fläche von Rumpf aus **Torenbeek 1988**

Flugzeuge	d_F [m] ²	l_F [m] ³	I_F	$S_{F, wet}$ [m ²]
A340-300	5,64	62,47	11,1	977,2
A330-200	5,64	57,77	10,2	894,0
A320-200	3,96	37,57	9,5	465 *

³ aus **Arnold 2001**

² aus **Pschirus 1999**

d_F Rumpfdurchmesser. Für nicht kreisförmige Rumpfe wird d_F berechnet aus dem Rumpfumfang P mit $d_F = P_F / \pi$

λ_F Schlankheitsgrad des Rumpfes, $\lambda_F = l_F / d_F$.

Die **benetzte Fläche von stromlinienförmigen Rumpfen** ohne zylindrisches Mittelteil ist **Torenbeek 1988**:

$$S_{\text{wet},F} = p \cdot d_F \cdot l_F \cdot \left(0.5 + 0.135 \cdot \frac{l_n}{l_F} \right)^{2/3} \cdot \left(1.015 + \frac{0.3}{I_F^{1.5}} \right) \quad (2.5)$$

l_n der Abstand von der Flugzeugnase in x-Richtung bis zum Beginn des zylindrischen Teil des Rumpfes.

2.2 Verfahren nach Marckwardt

Liste der Formelzeichen

B	Rumpfbreite [m]
b	Spannweite [m]
dc_A/da	Abreißverhalten
H	Rumpfhöhe [m]
L_R	Rumpflänge [m]
m_A	Abflugmasse [kg]
m_A/S	Flächenbelastung [kg/m ²]
m_R	Rumpfmasse [kg]
n_{Br}	Bruchlastfaktor
O_R	Rumpfoberfläche [m ²]
V_c	Reisegeschwindigkeit [m/s]
V_D	Sturzfluggeschwindigkeit (dive speed) [m/s]

Aus dem **Bild 2.1** und **Bild 2.2**, werden die Massen des Rumpfes aus den Diagrammen abgelesen.

Tabelle 2.3: Rumpfmasse nach **Bild 2.1** aus **Marckwardt 1997**

Flugzeuge	$S_{F, \text{wet}}$ [m ²]	Rumpfmasse [kg] (abgelesen)	Abweichung [%]
A340-300	977,2	24425	-4,7
A330-200	894,0	21903	-
A320-200	465	8463	-8,6

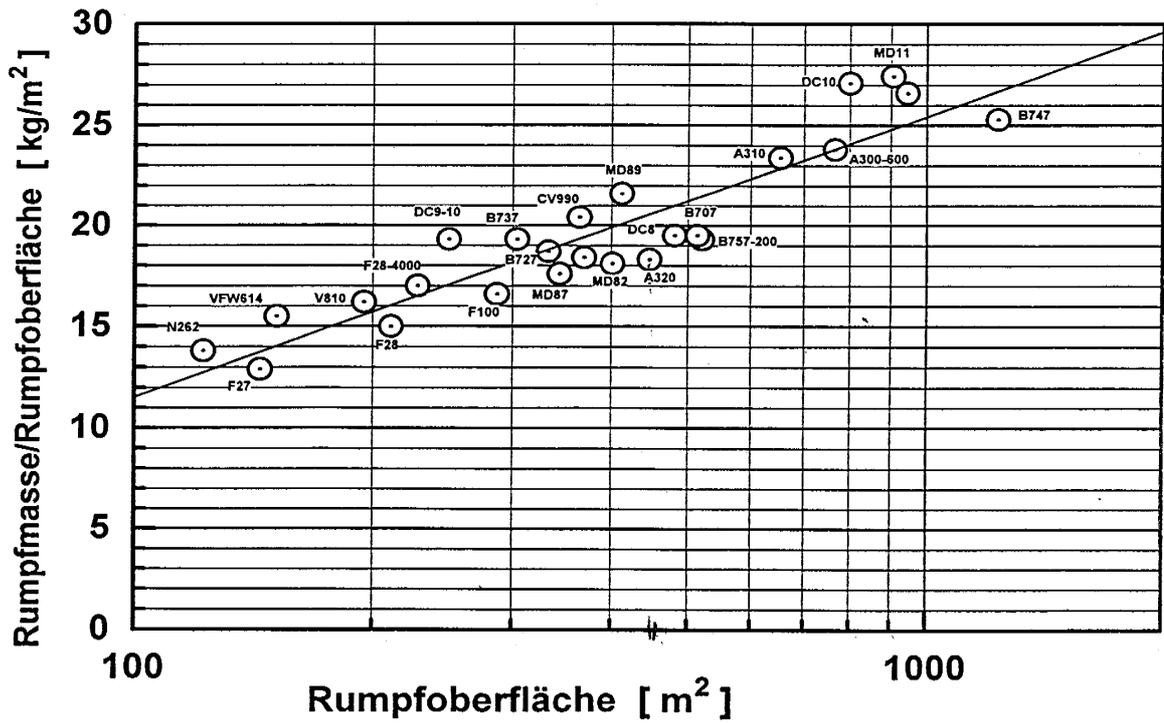


Bild 2.1 m_R / O_R nach Rumpfoberfläche aus Marckwardt 1997

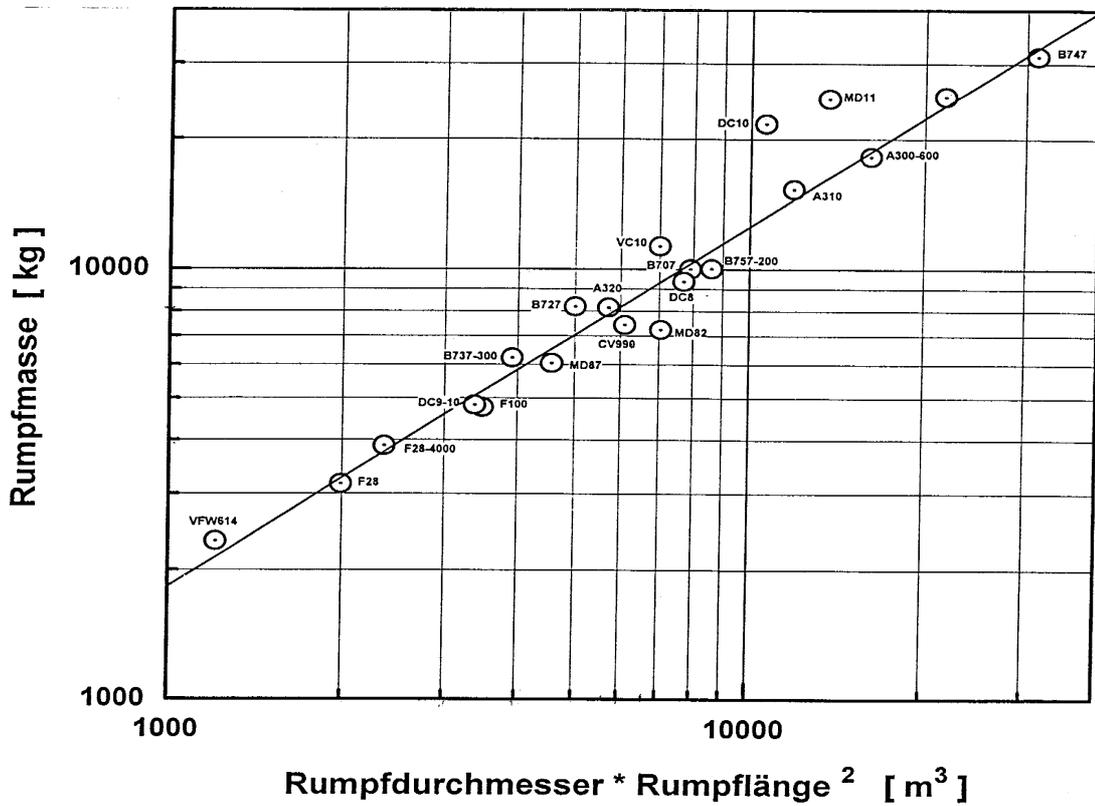


Bild 2.2 m_R nach $d_R * l_R$ nach Marckwardt 1997

Tabelle 2.4: Rumpfmasse nach Bild 2.2 aus Marckwardt 1997

Flugzeuge	Rumpfdurchmesser * Rumpflänge [m ³]	Rumpfmasse [kg] (abgelesen)	Abweichung [%]
A320-200	5575	8100	-12,6
A340-300	22010	25000	- 2,5

Nach diesen Verfahren, können die Rumpfmassen mit niedriger Abweichung errechnet werden.

Statistikkgleichung nach Marckwardt 1997

$$m_R = 5.65 \cdot \left(\frac{B+H}{2} \cdot L_R^2 \right)^{0.837} \quad (2.6)$$

Tabelle 2.5: Rumpfmasse nach Gl. 2.6 aus Marckwardt 1997

Flugzeuge	B [m] ²	H [m] ²	L _R [m] ²	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	5,64	5,64	62,57	24368	-4,9
A330-200	5,64	5,64	57,77	21378	-
A320-200	3,95	4,14	37,57	7876	-15,0

² aus Arnold 2001

Mit der folgenden Gleichung kann die Masse des Rumpfes errechnet werden.

$$m_R = 13.9 \cdot O_R \cdot \log(0.0676 \cdot O_R) \quad (2.7)$$

Tabelle 2.6: Rumpfmasse nach Gl. 2.7 aus Marckwardt 1997

Flugzeuge	Rumpfoberfläche [m]	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	977,2	24719	- 3,6
A330-200	894,0	22136	-
A320-200	465	9678	+ 4,5

Hier folgt die zweite Statistikkgleichung nach Marckwardt 1997.

$$m_R = 0.67 \cdot O_R^{0.456} \cdot \left(\frac{B+H}{2} \right)^{0.729} \cdot L_R^{0.649} \cdot V_D^{0.622} \quad (2.8)$$

Tabelle 2.7: Rumpfmasse nach Gl. 2.8 aus Marckwardt 1997

Flugzeuge	B [m]	V _D [m/s]	O _R [m]	H [m]	L _R [m]	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	5,64	216,6	977,2	5,64	62,57	22666	- 11,6
A330-200	5,64	216,6	894,0	5,64	57,77	20688	-
A320-200	3,95	216,6	465	4,14	37,57	8886	- 4,1

Bei A320-200 ist die Abweichung sehr gering. Mit diesem Verfahren läßt sich die Rumpfmasse mit geringer Abweichung ermitteln.

2.3 Gleichungen nach Burt-Phillips aus Marckwardt 1997

Der Bruchlastfaktor ist nach folgender Gleichung definiert:

$$n_{Br} = 1.5 \cdot \left[1 + 0.75 \cdot \frac{V_c}{m_A / S} \cdot \frac{dC_A}{da} \right] \quad (2.9)$$

Tabelle 2.8 Bruchlastfaktoren aus Marckwardt 1997

Flugzeuge	m_A / S [kg/m ²] ²	n_{Br}
A340-300	746	3,254
A330-200	598	3,683
A320-200	600	3,626

² aus Pschirus 1999

Das Abreißverhalten wird nach Marckwardt 1997, wie folgt definiert:

$$\frac{dC_A}{da} = \frac{2 \cdot \Pi \cdot \Lambda}{2 + \sqrt{4 + \Lambda^2 \cdot \left(\frac{1}{(\cos j_{0.25})^2} - M^2 \right)}} \quad (2.10)$$

Tabelle 2.9 Abreißverhalten aus Marckwardt 1997

Flugzeuge	Machzahl	L *	j *	d_{CA}/da
A340-300	0,86	9,26	29,7	6,237
A330-200	0,86	9,26	29,7	6,214
A320-200	0,80	9,39	25	6,378

* aus Arnold 2001

Die Masse des Rumpfes nach Burt-Phillips, kann mit der folgenden Gleichung ermittelt werden.

$$m_R = 2.23 \cdot (m_{Haut} + m_{Stringer} + m_{Spant}) + \Delta m_R \quad (2.11)$$

Tabelle 2.10: Rumpfmasse nach Burt-Phillips aus Marckwardt 1997

Flugzeuge	m_{Haut} [kg]	$m_{Stringer}$ [kg]	m_{Spant} [kg]	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	5463	3636	1729	24.147	-5,8
A330-200	4968	3323	1575	22.002	-
A320-200	2394	1261	695	9.701	+ 4,7

Mit der unten stehenden Gleichung wird die Hautmasse ermittelt.

$$m_{Haut} = 0.0635 \cdot O_R^{1.07} \cdot V_D^{0.743} \quad (2.12)$$

dann die Masse des Stringers

$$m_{Stringer} = 0.0142 \cdot O_R^{1.45} \cdot V_D^{0.39} \cdot n_{Br}^{0.316} \quad (2.13)$$

Die Spantmasse wird nach folgender **Gleichung** berechnet:

$$m_{Spant} = 0.19 \cdot (m_{Haut} + m_{Stringer}) \quad (2.14)$$

Bei **Frachtflugzeugen** wird die Rumpfmasseänderung folgendermaßen berechnet:

$$\Delta m_R = 16.2 \cdot S_{Boden}^{1.04} \quad (2.15)$$

2.4 Gleichungen aus Roskam

Liste der Formelzeichen

h_f	maximale Rumpfhöhe in [ft]
K_{int}	=1.25 für Flugzeug mit Einlaß (<i>inlets</i>) im bzw. am Rumpf für die Installation des versenkten eingebauten Triebwerks
K_{int}	=1.0 für den Einlaß (<i>inlets</i>) woanders lokalisiert
k_f	=1.08 für Rumpf unter Druckbelastung =1.07 für Hauptfahrwerk am Rumpf befestigt =1.10 für Frachtflugzeuge mit Frachtflur
l_f	Rumpflänge in [ft]
L_{f-n}	Rumpflänge, nicht enthalten ist die installierte Gondellänge an der Nase in [ft]
l_h	Entfernung zwischen C/4 bis zu C/4 des Höhenleitwerks (Hebelarm des Höhenleitwerks) in [ft]
n_{ult}	Bruchlastfaktor
q_D	dynamischer Druck [psf]
S_{fgs}	Bruttofläche der Rumpfschale in [ft ²]
V_C	Fluggeschwindigkeit in KEAS
W	Masse [lbs]
w_f	maximale Rumpfbreite in [ft]
W_{TO}	Abflugmasse in [lbs]

2.4.1 Allgemeine Flugzeuge (General Aviation Airplanes)

2.4.1.1 Verfahren von Cessna aus Roskam

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

Für Tiefdecker gilt:

$$W_f = 0.04682 \cdot W_{TO}^{0.692} \cdot N_{Pax}^{0.360} \cdot \frac{(l_{f-n})^{0.59}}{100} \quad (2.16)$$

Für Hochdecker gilt:

$$W_f = 14.86 \cdot W_{TO}^{0.144} \cdot \left(\frac{l_{f-n}}{P_{max}}\right)^{0.778} \cdot (l_{f-n})^{0.383} \cdot N_{Pax}^{0.455} \quad (2.17)$$

W_{TO} Abflugmasse (*take-off weight*) in lbs

l_{f-n} Rumpflänge, nicht enthalten ist die installierte Gondellänge an der Nase, in ft

N_{pax} Zahl der Passagiere und Crew

Anmerkung: Die **Gleichungen 2.16** und **2.17** sind nicht für Druckrumpf geeignet.

2.4.1.2 Verfahren von USAF aus Roskam

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

$$W_f = 200 \cdot \left[\left(W_{TO} \cdot \frac{n_{ult}}{10^5} \right)^{0.286} \cdot \left(\frac{l_f}{10} \right)^{0.857} \cdot \frac{w_f + h_f}{10} \cdot \left(\frac{V_c}{100} \right)^{0.338} \right]^{1.1} \quad (2.18)$$

Tabelle 2.11: Rumpfmasse nach USAF aus Roskam 1989

Flugzeuge	$W_{TO} [\text{kg}]^2$	$l_f [\text{m}]^2$	$w_f [\text{m}]^2$	$h_f [\text{m}]^2$	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	62,57	5,64	5,64	27108	+ 5,8
A330-200	230000	57,77	5,64	5,64	24863	-
A320-200	73500	37,57	3,95	4,14	7851	- 15,2

² aus EADS 2000

n_{ult} Bruchlastfaktor

l_f Rumpflänge in [ft]

w_f maximale Rumpfbreite in [ft]

h_f maximale Rumpfhöhe in [ft]
 V_C Fluggeschwindigkeit in KEAS [knot]

2.4.2 Zivil-Transport-Flugzeuge (*Commercial Transport Airplanes*)

2.4.2.1 Gleichung nach General Dynamics aus Roskam

Mit der folgenden Gleichung wird die Masse des Rumpfes ermittelt.

$$W_f = 2 \cdot 10.43 \cdot (K_{inl})^{1.42} \cdot \left(\frac{q_D}{100}\right)^{0.283} \cdot \left(\frac{W_{TO}}{1000}\right)^{0.95} \cdot \left(\frac{l_f}{h_f}\right)^{0.71} \quad (2.19)$$

Tabelle 2.12: Rumpfmasse nach General Dynamics aus Roskam 1989

Flugzeuge	W_{TO} [kg] ²	q_D [psf] [*]	l_f [m] ²	K_{inl}	h_f [m] ²	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	2280	62,57	1,0	5,64	25912	+ 1,1
A330-200	230000	2280	57,77	1,0	5,64	20975	-
A320-200	73500	2101	37,57	1,0	4,14	6363	- 31,3

² aus EADS 2000

* wurde aus $q_D = \frac{\rho}{2} \cdot V^2$ errechnet.

In die Gleichung werden die englischen Maße eingesetzt.

K_{inl} =1.25 für Flugzeug mit Einlaß (*inlets*) im bzw. am Rumpf für die Installation des versenkten eingebauten Triebwerks

K_{inl} =1.0 für den Einlaß (*inlets*) an anderer Stelle lokalisiert

$\frac{q_D}{100}$ = dynamischer Druck in [psf]

2.4.2.2 Modifiziertes Verfahren nach Torenbeek aus Roskam

Die folgende **Gleichung** gilt für Transportflugzeuge und *business* Jets mit einer Geschwindigkeit von $V > 250$ Kts (463Km/h)

$$W_f = 0.021 \cdot k_f \cdot \left(\frac{V_D \cdot l_h}{w_f + h_f}\right)^{1/2} \cdot S_{JGS}^{1.2} \quad (2.20)$$

Tabelle 2.13: Rumpfmasse aus **Gl. 2.20** nach **Torenbeek 1988** aus **Roskam 1989**

Flugzeuge	V_D [m/s]	L_h [m]	K_f	h_f [m]	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	216,6	26,5	1,08	5,64	23117	- 9,8
A330-200	216,6	23,3	1,08	5,64	18297	-
A320-200	207,9	13,53	1,08	4,14	7362	- 20,5

Zwischen dieser Gleichung (nach Torenbeek aus dem Werk von Roskam) und der von Torenbeek selbst gibt es keinen Unterschied. Die Abweichungen sind in diesem Fall ähnlich wie die aus der **Tabelle 2.1**.

k_f kann folgende Werte haben:

- k_f =1.08 für Rumpf unter Druckbelastung
- =1.07 für Hauptfahrwerk am Rumpf befestigt
- =1.10 für Frachtflugzeuge mit Frachtflur

In dem Werk von Torenbeek findet man, außerdem zwei weiteren Korrekturfaktoren für k_f . Der erste beträgt + 4%, wenn die Triebwerke am Rumpf montiert sind, und - 4%, wenn der Rumpf keinen Fahrwerksschacht (*landing gear bay*) enthält (für die ausgewählte Beispielflugzeuge ändert sich das Ergebnis nicht).

- l_h Entfernung zwischen C/4 bis zu C/4 von Höhenleitwerk in [ft]
- S_{fgs} Bruttofläche der Rumpfschale in [ft²]
- V_D Sturzfluggeschwindigkeit in [kts]

2.5 Gleichungen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch

Liste der Formelzeichen

b	Spannweite	[m]
d	äquivalenter Durchmesser	[m]
l	Länge	[m]
m	Masse	[Kg]
Ma	Machzahl	
m_E	Entwurfsmasse	[Kg]
n	Lastvielfache	
N_{TW}	Anzahl der Triebwerke	
n_{Br}	Bruchlastfaktor	
OR	Rumpfoberfläche	[m ²]
q	Staudruck	[Kg/m ²]
r_H	Leitwerksabstand von 25% l_μ zu 25% l_μ der Netto-Leitwerksfläche (Höhenleitwerk)	
V_D	Sturzfluggeschwindigkeit (<i>dive speed</i>)	[m/s]

Starrflügler: FSCHW = 1.0

Für die ausgewählte Beispielflugzeuge, ist FSCHW = 1

Schwenkflügler:

$$FSCHW = \left(\frac{b_{SCHW} - d_R}{b_{absolut} - d_R} \right)^{-0.119} \quad (2.21)$$

Bemerkung:

Bei Schwenkflügelflugzeugen ist die Geometrie des rückgefeilten Zustandes eingegeben!

2.5.1.1 Verfahren nach R. Ertringer (IABG/WTT) aus LTH 1981

Mit der folgenden Gleichung wird die Rumpfmasse berechnet.

$$m_{Ru} = FSCHW \cdot KR \cdot \left[KPR \cdot 10^{-4} \cdot n_{Br} \cdot Z \cdot \left(1 + \frac{d_R}{l_R} \right)^5 \cdot \left(\frac{l_R}{d_R} \right)^2 \right]^{EX} \quad (2.22)$$

Tabelle 2.14: Rumpfmasse nach R. Ertringer (IABG/WTT) aus LTH 1981

Flugzeuge	KR	KPR	Z	d_R [m]	l_R [m]	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	6,36	1,03	3.441.025	5,64	62,47	28.456	+ 11,0
A330-200	6,36	1,20	2.800.660	5,64	57,77	27.446	-
A320-200	6,36	1,37	558.924	3,95	37,57	9.143	- 1,3

d	äquivalenter Durchmesser	[m]
l	Länge	[m]
m	Masse	[Kg]
n_{Br}	Bruchlastfaktor	

Für Transportflugzeuge (mit Triebwerk am Rumpf oder am Flügel)

$$KR = 6,362 \quad EX = 0.684, \quad Y3 = 1_R / d_R, \quad Z = mE * r_H$$

$$Y3 < 9.5 \quad KPR^{**} = \frac{Y1}{Y3 - Y2}$$

$$Y3 > 9.5 \quad KPR^{**} = 7.77 \cdot 0.833^{Y3}$$

$$m_E < 32000 \text{ kg} \quad Y1 = 9.0667 \cdot 0.6552^{m_E / 10^4}$$

$$32000 \text{ kg} \leq m_E < 68000 \text{ kg}$$

$$Y1 = \frac{11.544}{m_E \cdot 10^4 + 1.442}$$

$m_E > 68000 \text{ kg}$	$Y1 = 1.73 \cdot 09694^{m_E/10^4}$
$m_E \leq 22500 \text{ kg}$	$Y2 = 6 \cdot 27 \cdot \left(1 - 5.6306^{-m_E/10^4}\right)$
$22500 \text{ kg} < m_E \leq 32000 \text{ kg}$	$Y2 = 6.75 \cdot \left(1 - 3.0163^{-m_E/10^4}\right)$
$32000 \text{ kg} < m_E \leq 136000 \text{ kg}$	$Y2 = 8.834 \cdot \left(1 - 1.3479^{-m_E/10^4}\right)$
$m_E > 136000 \text{ kg}$	$Y2 = 9.15 \cdot \left(1 - 1.2363^{-m_E/10^4}\right)$

2.5.1.2 Verfahren nach North-American-Aviation aus LTH 1981

Die Rumpfmasse, kann auch nach folgender Gleichung berechnet werden: Diese Gleichung gilt jedoch nicht für Zivil- Flugzeuge:

$$m_{Ru} = FSCHW \cdot KR \cdot O_{Ru}^{1.124} \cdot (n_{Br} \cdot m_E)^{0.172} \cdot q^{0.241} \cdot \left(\frac{l_R}{d_R}\right)^{-0.065} \cdot r_H^{-0.047} \quad (2.23)$$

l_R	Rumpflänge	[m]
m	Masse	[Kg]
m_E	Entwurfsmasse	[Kg]
n_{Br}	Bruchlastfaktor	
O_{Ru}	Rumpfoberfläche	[m ²]
q	Staudruck	[Kg/m ²]
r_H	Leitwerksabstand von 25% l_μ zu 25% l_μ der Netto-Leitwerksfläche (Höhenleitwerk)	

Für Bomber (Triebwerk am Rumpf oder am Flügel) und Transporter gelten folgende Gleichungen.

$$KR^* = 750.8 \cdot 0.843^{FK}$$

$$FK = l_R \cdot O_{Ru} \cdot \frac{q}{d_R \cdot m_E \cdot n_{Br} \cdot 10}$$

2.5.1.3 Modifiziertes Verfahren nach Dr. W. Schneider VFW aus LTH 1981

Mit der folgenden Gleichung wird die Rumpfmasse berechnet.

$$m_{Ru} = FSCHW \cdot KR \cdot (m_E \cdot n_{Br} \cdot 10^{-3})^{0.3549} \cdot \left(\frac{l_R}{10 \cdot r_H}\right)^{EX1} \cdot (V_D \cdot 10^{-2})^{0.28084} \cdot \left(\frac{l_R}{d_R \cdot \Pi / 2}\right)^{EX2} \cdot O_{Ru}^{EX3} \cdot (\Pi \cdot l_R)^{-0.9269} \cdot N_{TW}^{0.3745} \cdot (10^{-3} \cdot S_{0max})^{0.1403} \quad (2.24)$$

Tabelle 2.15: Rumpfmasse aus **Dr. W. Schneider** (VFW) aus **LTH 1981**

Flugzeuge	KR	m_E [kg]	S_{0max} [daN]	r_H [m]	d_R [m]	l_R [m]	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	268,5	129850	15100	26,5	5,64	62,47	26186	+ 2,2
A330-200	62,45	120200	30000	23,3	5,64	57,77	19495	-
A320-200	62,45	41310	11120	13,5	3,95	37,57	8111	- 12,4

d	äquivalenter Durchmesser	[m]
l_R	Rumpflänge	[m]
m	Masse	[Kg]
m_E	Entwurfsmasse	[Kg]
N_{TW}	Anzahl der Triebwerke	
n_{Br}	Bruchlastfaktor	
O_R	Rumpfoberfläche	[m ²]
r_H	Leitwerksabstand von 25% l_u zu 25% l_u der Netto-Leitwerksfläche (Höhenleitwerk)	
S_{0max}	Nennstandschub in daN	
V_D	Sturzfluggeschwindigkeit (dive speed) [m/s]	

Für Unterschall-Bomber und Transporter gelten folgende Gleichungen:

$$\begin{aligned}
 EX1 &= 0.5816; & EX3 &= 1.145 \\
 1 \text{ bis } 2\text{-motorig:} & & KR &= 62.45 & EX2 &= 0.2551 \\
 \text{mehrmotorig:} & & KR &= 268.5 & EX2 &= -0.4259
 \end{aligned}$$

2.5.1.4 Modifiziertes Verfahren nach Boeing aus LTH 1981

Im Anschluß die Gleichung für die Berechnung der Rumpfmasse nach **Boeing**.

$$m_{Ru} = FSCHW \cdot KR \cdot 0.786 \cdot (m_E \cdot n_{Br})^{0.43} \cdot O_{Ru}^{0.595} \cdot (Ma_{max})_{H=0}^{0.616} \cdot \left(\sum_{n=11}^{n=1} K_n \right) + K_{12} \quad (2.25)$$

Tabelle 2.16: Rumpfmasse nach **Boeing** aus **LTH 1981**

Flugzeuge	O_{Ru} [m ²]	m_E [kg]	n_{Br}	d_{RU} [m]	l_{RU} [m]	$M_{max} H=0$	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	977	129850	3,254	5,64	62,47	0,231	24.881	- 2,9
A330-200	894	120200	3,683	5,64	57,77	0,231	26.777	-
A320-200	465	41310	3,836	3,95	37,57	0,231	10.133	+ 9,4

K_1 = Zuwachs für runde, druckdichte Rumpfe:

Dp = maximaler Kabinendifferenzdruck (70000 pa), in die Gleichung soll Dp in bar eingesetzt werden.

$$K_1 = 1.0 + 0.095 \cdot \left(\frac{\Delta p}{0.606} \right)^{0.5} + 0.025 \cdot \left(\frac{0.5 \cdot \Delta p \cdot d_{Ru}}{3559.4} \right)$$

K_2 = Zuschlag für Fahrwerk im Rumpf:

Transporter (Zivil und Militär)

K_2 = 1.06 am Flügel angelenkt

K_2 = 1.12 im Rumpf angelenkt

K_2 = 1.16 im Rumpf angelenkt (*high flotation*)

K_5 = 1.06 Zuschlag für Triebwerk am Rumpf

K_7 = Zuschlag für Schlankheitsgrad des Rumpfes:

$$K_7 = 0.965 + 0.0005 \cdot \left(\frac{l_{Ru}}{d_{Ru}} \right)^2$$

K_8 = Zuschlag für Passagierfenster:

= 1.06 für druckdichten Rumpf

= 1.03 für nicht druckdichten Rumpf

K_9 = Zuschlag für Ladetüren und Rampen:

= 1.08 für Schwenknase und Rampe

= 1.08 ganz zu öffnende Heckklappe und Rampe

= 1.05 große Seitenladetür

K_{10} = Zuschlag für Böden:

= 1.2 für Transportflugzeug (ZIV und MIL)

K_{11} = Zuschlag für Entwurfsgeschwindigkeit

= 0.88 $Ma < 2.0$

= 0.9 $2.0 < Ma < 2.5$

= 1.05 $Ma > 2.5$

K_{12} = Zuschlag für Bremsklappen:

= $2.756 \cdot 10^{-3} \cdot m_E - 7.778$ für $m_E > 10000$ kg

= 20 kg für $m_E < 10000$ kg

Für Bomber (Triebwerk am Rumpf oder am Flügel) und Transportflugzeuge, gilt:

$$KR^* = \frac{YA}{\frac{l_{Ru}}{d_{Ru}} - YB} \qquad EXPO = 2.205 \cdot \frac{m_E}{10^4}$$

$$m_E \leq 45500 \text{ kg} \qquad YA = 4.755 \cdot 0.992^{EXPO}$$

$$m_E > 45500 \text{ kg} \qquad YA = 4.598 - 0.0487 \cdot m_E \cdot 10^{-4}$$

$$m_E \leq 90000 \text{ kg} \qquad YB = 3.97 \cdot (1 - 1.07^{-EXPO})$$

$$m_E > 90000 \text{ kg} \qquad YB = 5.077 \cdot (1 - 1.045^{-EXPO})$$

2.6 Gleichungen nach Raymer

Liste der Formelzeichen

B_w	= Spannweite [ft]
D	= strukturelle Rumpfbreite [ft]
K_{door}	= 1.0, wenn keine Frachttür = 1.06, wenn die Frachttür auf einer Seite ist = 1.12 für Frachttüren auf beiden Seiten = 1.12 für „ <i>aft clamshell</i> “, -Tür = 1.25 für „ <i>aft clamshell</i> “, -Tür und Frachttür auf beiden Seiten
K_{Lg}	= 1.12 für Flugzeug mit Hauptfahrwerk am Rumpf montiert, sonst $K_{Lg} = 1.0$
K_{ws}	= $0.75[(1+2\lambda)/(1+\lambda)](B_w \cdot \tan \Lambda / L)$
L	= Rumpflänge [ft]
L_t	= <i>tail length</i> , 1/4-MAC des Flügels bis 1/4 -MAC des Rumpfes
N_Z	= Bruchlastfaktor; (1.5* <i>limit load factor</i>)
q	= dynamischer Druck [lb/ft ²]
S_f	= Rumpffläche (<i>wetted area</i>) [ft ²]
W_{dg}	= Entwurfsmasse (Brutto) [lb]
W_{press}	= Druckausübung = $11.9 + (V_{pr} \cdot P_{delta})^{0.271}$, wobei P_{delta} = Kabinendruck (Differential) [psi] (typisch ist 8 psi)
L	Flügelpfeilung (25% MAC)

2.6.1 Cargo/Transport Weights

Die Rumpfmasse kann nach folgender Gleichung ermittelt werden:

$$W_{\text{fuselage}} = 0.3280 \cdot K_{door} \cdot K_{Lg} \cdot (W_{dg} \cdot N_Z)^{0.5} \cdot L^{0.25} \cdot S_f^{0.302} \cdot (1 + K_{ws})^{0.04} \cdot \left(\frac{L}{D}\right)^{0.10} \quad (2.26)$$

Die mit der **Gleichung 2.26** errechneten Massen, sind sehr ungenau, sie sind deutlich unter den mittleren Durchschnittswerte der Rumpfmasse.

2.6.2 General-Aviation Weights

Es folgt die nächste Version, aus **Raymer 1992**, mit der die Rumpfmasse ermittelt werden kann.

$$W_{\text{fuselage}} = 0.052 \cdot S_f^{1.086} \cdot (W_{dg} \cdot N_Z)^{0.177} \cdot L_t^{-0.051} \cdot \left(\frac{L}{D}\right)^{-0.072} \cdot q^{0.241} + W_{press} \quad (2.27)$$

Tabelle 2.17: Rumpfmasse nach Gl. 2.27 aus Raymer 1992

Flugzeuge	W_{press} [psi]	W_{dg} [kg]	q [lb/ft ²]	D [m]	l_t [m]	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	8	129850	2280	5,64	26,5	24.586	- 4,1
A330-200	8	120200	2280	5,64	23,3	22.783	-
A320-200	8	41310	2101	3,95	13,5	9.373	+ 1,1

$W_{press} = 8$ PSI, Erfahrungswert laut Raymer 1992.

2.7 Rumpfmasse nach Boeing

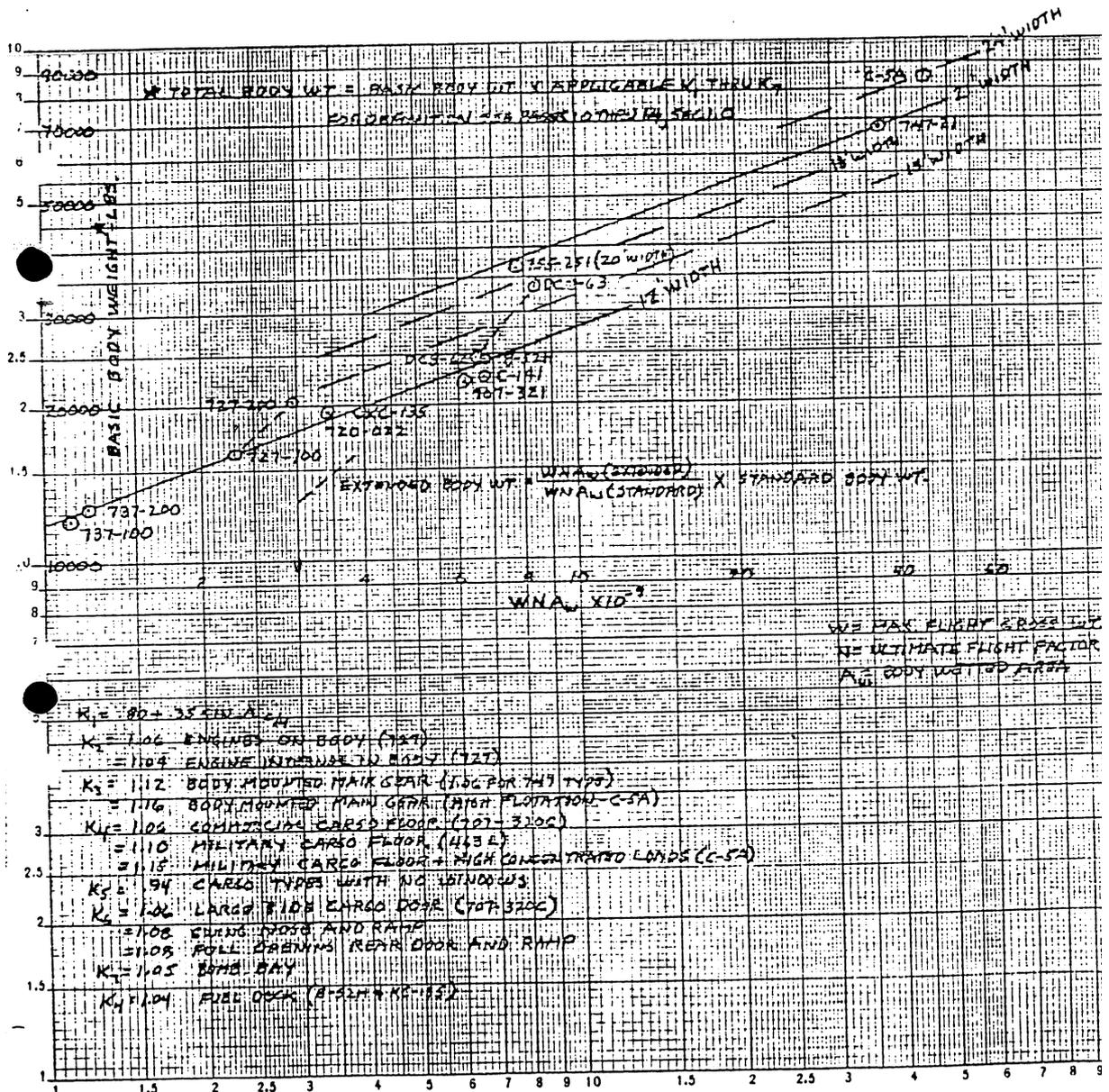
Die Rumpfmasse kann aus dem Bild 2.3, in Abhängigkeit der Abflugmasse, Bruchlastfaktor und der Rumpfoberfläche abgelesen werden.

$$W_{\text{Body}} = f (M_{\text{MTO}} \cdot N \cdot A_w) \quad (2.28)$$

A_w	Rumpffläche (<i>wettet area</i>) in ft ²
M_{MTO}	maximale Startmasse in Lbs
N	Bruchlastfaktor (<i>Ultimate Load Factor</i>)

Es sind folgende Korrekturen zu beachten:

K_1	= Zunahme für gepfeilten Flügel = $0.80 + 0.35 \sin \Lambda_{c/4}$
K_2	= Zunahme für Triebwerk am Rumpf = 1.06 Triebwerk am Rumpf = 1.04 Triebwerk im Rumpf
K_3	= Zunahme für Fahrwerk im Rumpf = 1.12 Hauptfahrwerk im Rumpf montiert (1.06 für 747) = 1.16 Hauptfahrwerk im Rumpf montiert (<i>high flotation</i>)
K_4	= Zunahme für Frachtboden oder Treibstoffboden = 1.06 Frachtboden (Zivil Flugzeug z.B. 707-320C) = 1.04 für Treibstoffdeck (KC-135A & B-52H) = 1.10 für militärische Frachtboden (463L) = 1.10 für militärische Frachtboden und hoch konzentrierte Ladung (C-5A)
K_5	= Zunahme für Flugzeuge ohne Passagierfenster = 0.94 Frachtflugzeuge ohne Fenster
K_6	= Zunahme für Frachttüren und Rampe = 1.06 für breite Frachtseitentür = 1.08 für <i>swing nose</i> und Rampe = 1.08 für voll offenbare hintere Frachttür und Rampe
K_7	= Zunahme für Bombenladeplatz = 1.05 Bombenladeplatz



CALC.	ALK	3-4-69	REVISED	DATE	BODY	06-23-01 TN
CHECK						3.4
APPD.					THE BOEING COMPANY	PAGE 3.4-2
APPD.						

Bild 2.3 m_R als Funktion der m_A , n_{BR} und O_R , aus Boeing 1969

Zum Ablesen der Rumpfmasse aus dem Bild 2.3, sind folgende Angaben nötig:

A340-300 $m_A \cdot N \cdot A_W \cdot 10^{-9} = 271000 / 0,4536 \cdot 3,256 \cdot 10515 \cdot 10^{-9} = 20,44$

A320-200 $m_A \cdot N \cdot A_W \cdot 10^{-9} = 73500 / 0,4536 \cdot 3,836 \cdot 5000 \cdot 10^{-9} = 3,1$

Tabelle 2.18: Rumpfmasse nach **Bild 2.3** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	Oberfläche [ft ²]	Abgelesen [lb]	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	10515	55000	24948	- 2,7
A320-200	5000	17550	8775	- 5,3

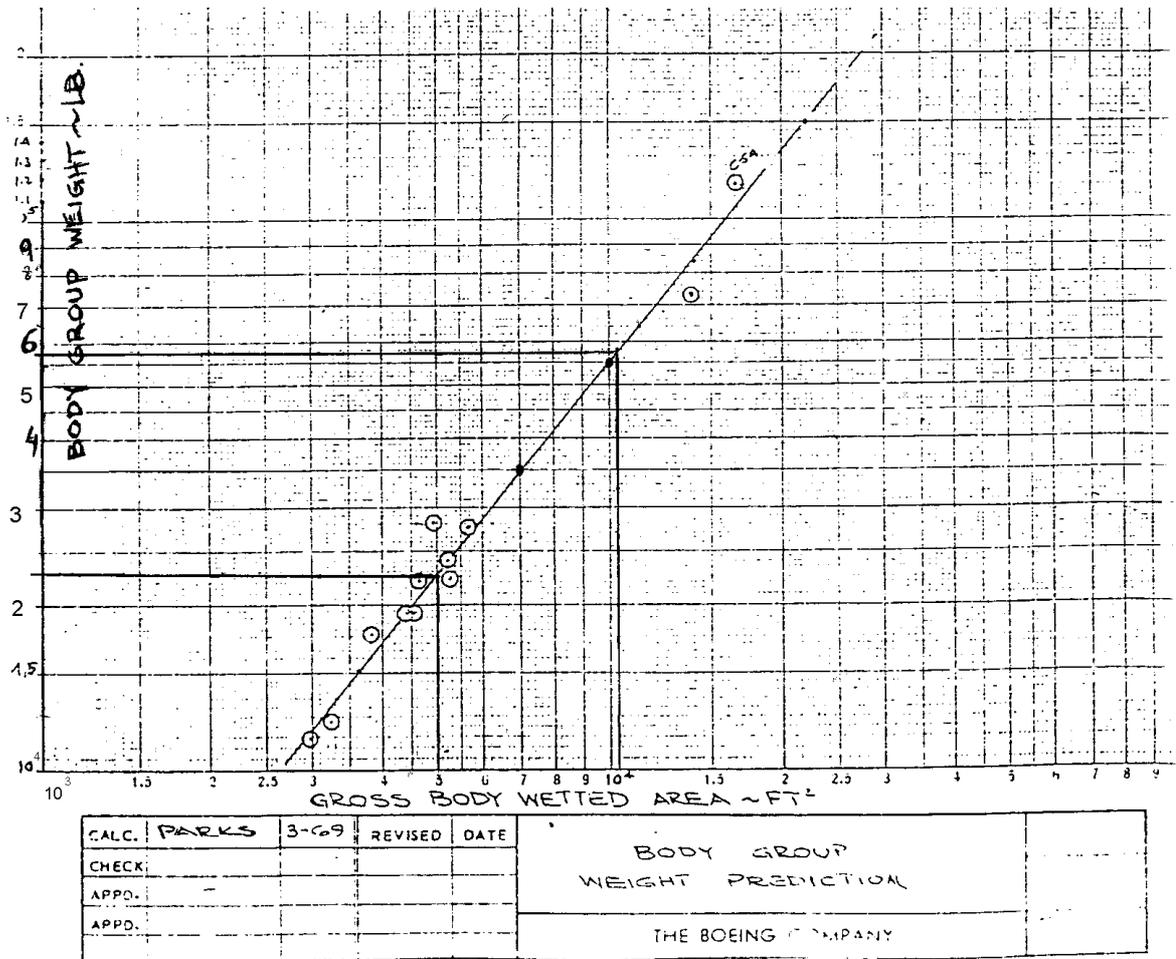


Bild 2.4 Abschätzung der m_R als Funktion der O_R nach **Boeing 1969**

Tabelle 2.19: Rumpfmasse nach **Boeing 1969** aus **Bild 2.4**

Flugzeuge	Oberfläche [ft ²]	Abgelesen [lb]	Rumpfmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	10515	56500	25628	- 2,34
A320-200	5000	22600	10251	+ 10,67

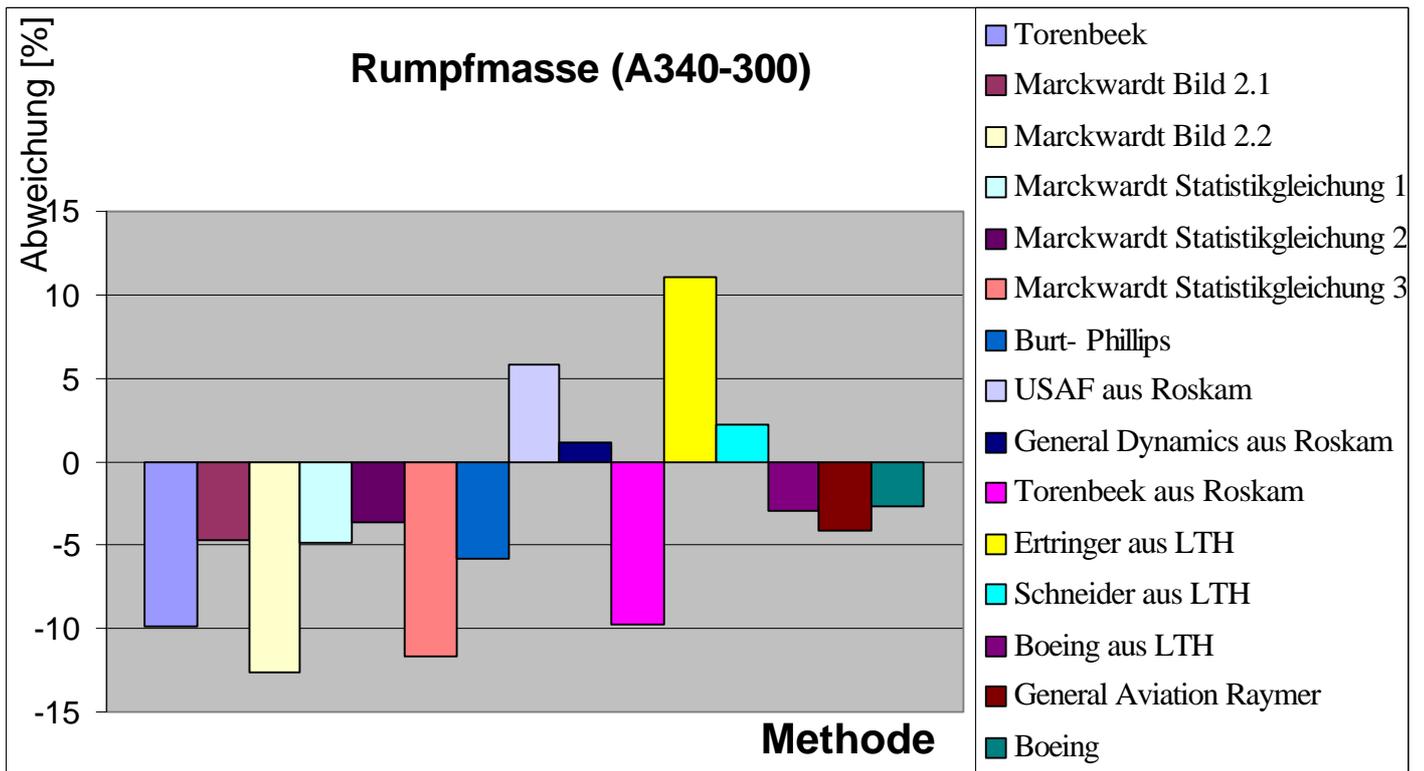


Bild 2.5 Abweichungen der Rumpfmassen in Überblick (A340-300)

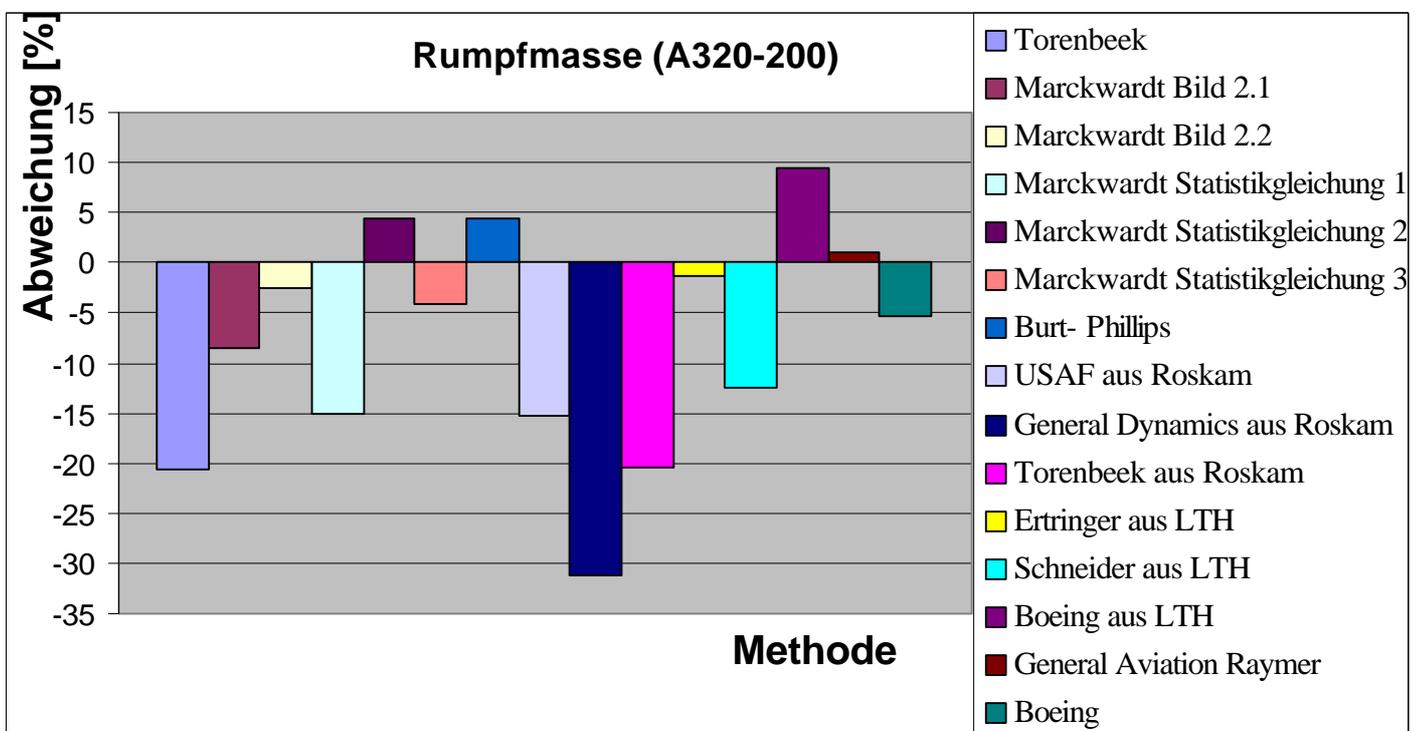


Bild 2.6 Abweichungen der Rumpfmassen in Überblick (A320-200)

Tabelle 2.20 Rumpfmassen nach **Verschiedenen Verfahren** in Überblick

Methode	Masse in kg, A340-300	Masse in kg, A320-200
Torenbeek	23105	7358
Marckwardt nach Bild 2.1	24425	8463
Marckwardt nach Bild 2.2	25000	8100
Marckwardt Statistikgleichung 1	24368	7876
Marckwardt Statistikgleichung 2	24719	9678
Marckwardt Statistikgleichung 3	22666	8886
Burt- Phillips	24147	9701
USAF aus Roskam	27108	7851
General Dynamics aus Roskam	25912	6363
Torenbeek aus Roskam	23117	7362
Ertringer aus LTH	28456	9143
Schneider aus LTH	26186	8111
Boeing aus LTH	24881	10133
General Aviation Raymer	24586	9373
Boeing	24948	8775

3 Masse der Triebwerksgondel

3.1 Gleichungen nach Torenbeek

Für TL-Triebwerke (*turbo jet*) gilt:

$$m_N = \frac{0.055 \cdot T_{To}}{g} \quad (3.1)$$

Und für ZTL-Triebwerke (*turbo jet*) gilt die folgende Gleichung: In dieser Gleichung ist auch die Masse der Pylon mitberücksichtigt.

$$m_N = \frac{0.065 \cdot T_{To}}{g} \quad (3.2)$$

Tabelle 3.1: Triebwerksgondelmasse nach **Gl. 3.2** aus **Torenbeek 1988**

Flugzeuge	S_{0max} [N] / Triebwerk ²	Gondelmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	151000	4002	- 22,6
A330-200	300000	3976	-
A320-200	111200	1474	- 30,3

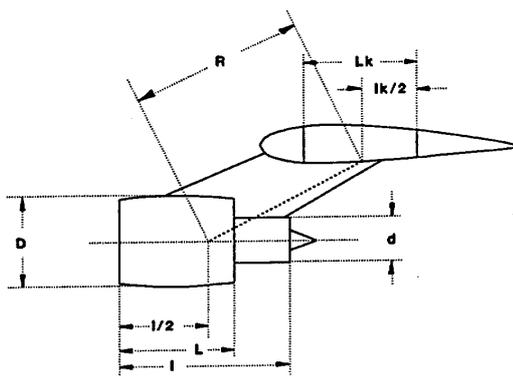
² aus EADS 2000

m_N	Masse aller Triebwerksgondeln (<i>nacelle</i>) zusammen
T_{To}	Startschub aller Triebwerke zusammen
g	Erdbeschleunigung.

3.2 Gleichungen nach Marckwardt

Liste der Formelzeichen

D	Triebwerksdurchmesser (außen) in [m]
d_m	$= D * L / l + d * (1 - L / l)$
F_{0ges}	Stand Schub aller Triebwerke in [N]
g	Erdbeschleunigung in [m/s ²]
m_A	Abflugmasse [kg]
m_{GE}	Masse der Gondel und Einbaustruktur in [kg]
m_{TW}	Masse aller Triebwerke zusammen in [kg]
n_{TW}	Triebwerkszahl



$$d_m = D \times \frac{L}{l} + d \times \left(1 - \frac{L}{l}\right)$$

$K = 1$ *Triebwerke am Flügel*

$K = 1.12$ *Triebwerke am Rumpf*

Bild 3.1 Triebwerksbemessung aus **Marckwardt 1997**

Und hier folgt die Gleichung zur Ermittlung der Gondelmassen und Einbaustruktur: Anders als wie bei Torenbeek, wird mit der unten gegebenen Gleichung, die Masse der Gondel ohne Pylon ermittelt.

$$\frac{m_{GE}}{m_A} = 0.0138 \cdot \left(\frac{m_A}{1000 \cdot n_{TW}}\right)^{-0.253} \cdot \left(\frac{m_{TW}}{m_A}\right)^{0.15} \cdot \left(\frac{F_{0ges}}{m_A \cdot g}\right)^{0.206} \cdot (\Pi \cdot l \cdot d_m)^{0.419} \quad (3.3)$$

Tabelle 3.2: Triebwerksgondelmasse nach **Gl. 3.3** aus **Marckwardt 1997**

Flugzeuge	m_A [kg]	d_m [m]	l [m] *	F_{0ges} [N] ²	Gondelmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	2,37	4,95	604000	2769	+ 21,7
A330-200	230000	2,90	7,0	600000	2693	-
A320-200	73500	2,22	4,44	222400	934	- 20,6

* aus **Arnold 2001**

² aus **EADS 2000**

m_{TW} ist die Masse aller Triebwerke, und ist aus der **Tabelle 4.1** zu entnehmen.

Neben der **Gleichung 3.3**, findet man in diesem Werk (**Marckwardt 1997**) zwei weitere Gleichungen (Statistikkgleichung), mit den die Gondelmasse ermittelt werden kann. Diese sind ähnlich wie die **Gl. 3.1** und **Gl. 3.2** aus **Torenbeek 1988**.

3.3 Gleichungen aus Roskam

3.3.1 Allgemeine Flugzeuge (General Aviation Airplanes)

3.3.1.1 Verfahren von Cessna aus Roskam

Die Gleichung 3.4 gilt nur für **kleine Flugzeuge** (Flugzeuge mit niedriger Leistung) mit einer maximalen Geschwindigkeit von $V_{max} = 200$ Kts (370 Km/h).

$$W_n = K_n \cdot W_{TO} \quad (3.4)$$

K_n	0,37 [lbs/hp] für Radialtriebwerke
K_n	0,24 [lbs/hp] für waagrecht entgegengesetzte Motoren
W_n	Gondelmasse in [lbs]
W_{TO}	Abfluggewicht in [lbs]

Diese Daten sind nicht für Turbopropellersgondel zu verwenden.
Hierzu gibt es kein Beispiel, da die **Gleichung 3.4** nur für kleine Flugzeuge gilt.

3.3.1.2 Verfahren von Torenbeek aus Roskam

Für einmotorige Propellerflugzeuge mit Gondel in der Rumpfnase gilt folgendes:

$$W_n = 2.5 \cdot (P_{TO})^{1/2} \quad (3.5)$$

Für Flugzeuge mit mehreren Kolbenmotoren gilt:

$$W_n = 0.32 \cdot P_{TO} \quad (3.6)$$

Für Radialtriebwerke gilt die folgende Gleichung:

$$W_n = 0.045 \cdot (P_{TO})^{5/4} \quad (3.7)$$

Und für Propellerflugzeuge folgt:

$$W_n = 0.14 \cdot (P_{TO})^{1/2} \quad (3.8)$$

Anmerkungen, aus **Roskam 1989**:

1. Da P_{TO} die gesamte benötigte (Start-) Leistung ist, ist in dieser eingeschätzten Masse W_n die gesamte Gondelmasse berücksichtigt.
2. Ist das Hauptfahrwerk in der Gondel einziehbar, werden 0,04 lbs/hp zu der Gondelmasse addiert.
3. Wenn die Triebwerksauströmung über die Flügel verläuft, wie bei *Lockheed Electra*, ist 0,11 lbs/hp zu der Gondelmasse zu addieren.

3.3.2 Kommerzielle Transportflugzeuge (*Commercial Transport Airplanes*)

3.3.2.1 Gleichung nach General Dynamics aus Roskam

Für Turbojet Triebwerk (TL- Triebwerk) gilt:

$$W_n = 3.0 \cdot (N_{inl}) \cdot \left[(A_{inl})^{0.5} \cdot l_n \cdot p_2 \right]^{0.731} \quad (3.9)$$

Und für ZTL-Triebwerk (Turbofan), wird die Gondelmassen nach der Gleichung 3.10 ermittelt. Mit der folgenden Gleichung kann die Gondelmasse einschließlich Pylon, ermittelt werden. Für die Ermittlung der tatsächlichen Massen der Gondel mußten die Massen der Pylon abgezogen werden.

$$W_n = 7.435 \cdot (N_{inl}) \cdot \left[(A_{inl})^{0.5} \cdot l_n \cdot p_2 \right]^{0.731} \quad (3.10)$$

Tabelle 3.3: Triebwerksgondelmasse nach **General Dynamics** aus **Roskam 1989**

Flugzeuge	ln [m] ²	N_{inl}	A_{inl} [m ²]	P_2 [N] ³	Gondelmasse [kg]	*	Abweichung [%]
A340-300	4,95	4	2,659	30	4.238		- 18,1
A330-200	7,0	2	4,676	30	3.355		-
A320-200	4,44	2	2,378	30	1.871		- 11,5

* Massen der Gondel und Pylon

² aus **Arnold 2001**

³ P_2 maximaler statischer Druck im Kompressor in [psi].

Typische Werte von P_2 liegt zwischen 15 und 50 psi, nach **Roskam 1989**, gewählt wurde hier 30 PSI.

Mit: $A_{inl} \sim = 3,141592/4 \cdot \text{Triebwerksdurchmesser}^2$

N_{inl} Anzahl der Saugfläche

A_{inl} die von Saugfläche benetzte Fläche in ft²

l_n Gondellänge von den Ventile bis zum Kompressor in ft

3.3.2.2 Modifiziertes Verfahren nach Torenbeek aus Roskam

Für TL-Triebwerke oder ZTL-Triebwerke mit niedrigem Nebenstromverhältnis gilt:

$$W_n = 0.055 \cdot T_{TO} \quad (3.11)$$

Und für die Ermittlung der Gondelmasse eines ZTL-Triebwerks mit höherem Nebenstromverhältnis ist die Gleichung (3.12) anzuwenden.

$$W_n = 0.065 \cdot T_{TO} \quad (3.12)$$

Zwischen dieser Gleichung (nach Torenbeek aus dem Buch von Roskam) und der vom Torenbeek selbst gibt es ein einziger Unterschied. Hier wurde die Erdbeschleunigung nicht berücksichtigt, somit taucht T_{TO} in **kg** und nicht in **N**. Da T_{TO} der benötigte Gesamtschub ist, wird mit dieser Gleichung die gesamte Gondelmasse ermittelt.

3.4 Gleichungen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch

3.4.1 Verfahren nach R. Ertinger (IABG/WTT)

l	Länge [m]
n_{TW}	Anzahl der Triebwerken
Ro	Schubrohrverlängerung
S	Nennstandschub [daN]
TW	Triebwerk
T_{WG}	Triebwerksgondel

Für **Strahltriebwerke**:

$$m_{TWG} = n_{TW} \cdot 0.125 \cdot S_{0max}^{0.943} \cdot Z_{Ül} + m_{RO} \quad (3.13)$$

Tabelle 3.4: Triebwerksgondelmasse nach **R. Ertinger** aus **LTH 1981**

Flugzeuge	S_{0max} [N] / Triebwerk	Gondelmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	151000	2246	- 1,3
A330-200	300000	1053	-
A320-200	111200	488	- 58,5

Und für PTL- und Kolbentriebwerke:

$$m_{TWG} = n_{TW} \cdot 0.0086 \cdot m_{TW}^{1.548} \quad (3.14)$$

Normale Gondellänge:

$$(l_{TWG} < 1.64 L_{TW}) \Rightarrow Z_{ül} = 1.0; m_{RO} = 0$$

überlange Gondel:

$$(l_{TWG} \geq 1.64 L_{TW}) \Rightarrow Z_{ül} = l_{TWG} / (1.64 L_{TW}) \quad m_{RO} = 18.95 l_{TWG} - 1.64 L_{TW}$$

Tabelle 3.5: Daten der Triebwerksgondel

Flugzeuge	Zül	m_{RO} [kg]	l_{TWG} [m] ²	L_{TW} [m] ²
A340-300	1,152	89,51	4,95	2,62
A330-200	1,021	125,79	7	4,18
A320-200	1,119	80,17	4,44	2,42

² aus Arnold 2001

3.5 Gleichungen nach Raymer

Liste der Formelzeichen

K_{ng}	= 1.017, wenn die Pylon an der Gondel montiert ist, sonst = 1.0
K_p	= 1.4 für Propellerflugzeuge, sonst = 1.0
K_{tr}	= 1.18 für Jet mit Umkehrschub, sonst = 1.0
N_{en}	= Zahl der Triebwerke
N_{Lt}	= Gondellänge [ft]
N_w	= Gondelbreite [ft]
N_Z	= Bruchlastfaktor (1.5* <i>limit load factor</i>)
S_n	= Fläche der Gondel [ft ²]
W_{ec}	= Triebwerksmasse (mit Inhalt) [lb]

$$W_{ec} = 2.331 \cdot W_{engine}^{0.901} \cdot K_p \cdot K_{tr}$$

3.5.1 Cargo/ Transport Weights

Die Masse der Triebwerksgondel kann nach folgender Gleichung ermittelt werden. Mit der Gleichung 3.15, wird auch die Masse der Pylon mitgerechnet.

$$W_{\substack{\text{nacelle} \\ \text{group}}} = 0.6724 \cdot K_{ng} \cdot N_{Lt}^{0.10} \cdot N_w^{0.294} \cdot N_Z^{0.119} \cdot W_{ec}^{0.611} \cdot N_{en}^{0.984} \cdot S_n^{0.224} \quad (3.15)$$

Tabelle 3.6: Triebwerksgondelmasse nach **Gl. 3.15** aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	N_w [m]	W_{ec} [kg]	S_n [m ²]	N_{Lt} [m]	Gondelmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	2,37	14436	37	4,95	4442	- 14,1
A330-200	3,10	12931	68	7,00	2758	-
A320-200	2,37	6388	30	4,44	1402	- 33,6

Die Masse des Triebwerks, W_{ec} wird aus der **Tabelle 4.7** entnommen

Nach **Torenbeek** gilt:

$$S_N = S_{FanCowling} + S_{GasgeneratorCowling} + S_{Plug}$$

Darin ist:

- $S_{FanCowling}$ benetzte Fläche der Verkleidung des Fans
- $S_{GasgeneratorCowling}$ benetzte Fläche der Verkleidung der Gasturbine
- S_{Plug} benetzte Fläche des Endstücks

Diese benetzten Flächen sind dabei verschiedenen Gleichungen zugeordnet:

$$S_{FanCowling} = l_n \cdot D_n \cdot \left\{ 2 + 0,35 \cdot \beta + 0,8 \cdot \beta \cdot \frac{D_h}{D_n} + 1,15 \cdot (1 - \beta) \cdot \frac{D_{ef}}{D_n} \right\} \quad (3.16)$$

$$S_{GasgeneratorCowling} = p \cdot l_g \cdot D_g \cdot \left[1 - \frac{1}{3} \cdot \left(1 - \frac{D_{eg}}{D_g} \right) \cdot \left\{ 1 - 0,18 \cdot \left(\frac{D_g}{l_g} \right)^{\frac{5}{3}} \right\} \right] \quad (3.17)$$

$$S_{Plug} = 0,7 \cdot p \cdot l_p \cdot D_p \quad (3.18)$$

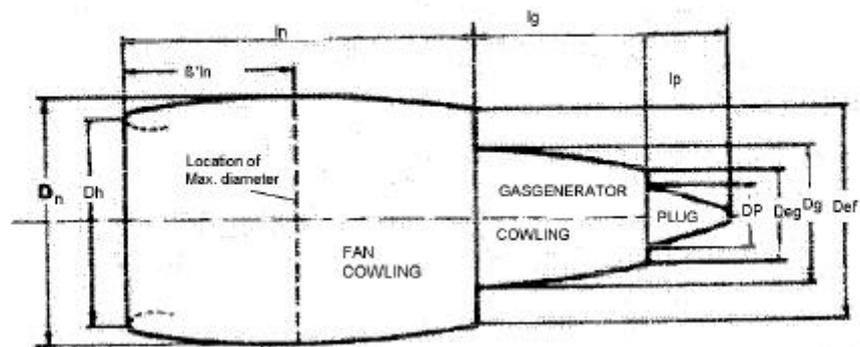


Bild 3.2 Triebwerksbemaßung nach **Torenbeek 1988**

Beispiel für die A320-200, mit abgelesene Werte aus **Endres 2000**.

$$S_{FanCowling} = 3,63 \cdot 2,37 \cdot \left\{ 2 + 0,35 \cdot 0,5 + 0,8 \cdot 0,5 \cdot \frac{1,738}{2,37} + 1,15 \cdot (1 - 0,5) \cdot \frac{1,896}{2,37} \right\} = 25,2 \text{ m}^2$$

$$S_{GasgeneratorCowling} = \mathbf{p} \cdot 1,106 \cdot 1,343 \cdot \left[1 - \frac{1}{3} \cdot \left(1 - \frac{1,106}{1,343} \right) \cdot \left[1 - 0,18 \cdot \left(\frac{1,343}{1,106} \right)^{\frac{5}{3}} \right] \right] = 4,46 \text{ m}^2$$

$$S_N \cong 30 \text{ m}^2$$

Nach dem selben Verfahren, ist die S_N einer A340-300 zu berechnen. Die beträgt $\cong 37 \text{ m}^2$.

3.6 Masse der Triebwerksgondel nach Boeing

Aus dem **Bild 3.3** kann die Masse der Gondel abgelesen werden. Die Gondelmasse ist in Funktion der Rumpfoberfläche.

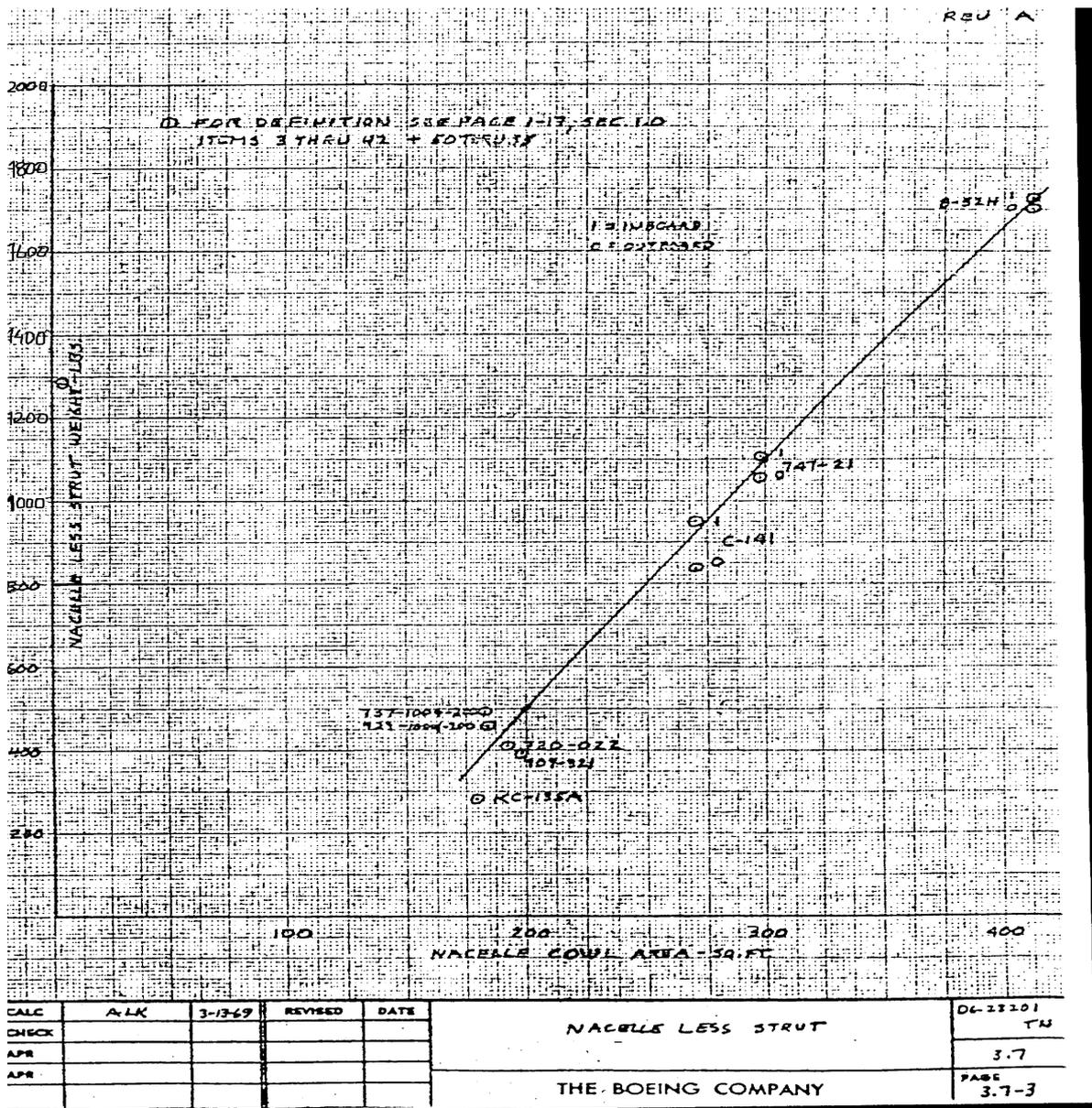


Bild 3.3 Masse der Triebwerksgondel nach Gondelfläche aus Boeing 1969

Die aus dem Bild 3.3 abgelesenen Massen (Gondelmasse), enthalten keine Pylonmasse.

Tabelle 3.7: Masse der Triebwerksgondel nach Bild. 3.3 aus Boeing 1969

Flugzeuge	S_n [ft ²]	Triebwerksgondelmasse (insgesamt) [kg]	Abweichung [%]
A340-300	398	2976	+ 30,8
A320-200	323	1088	- 7,6

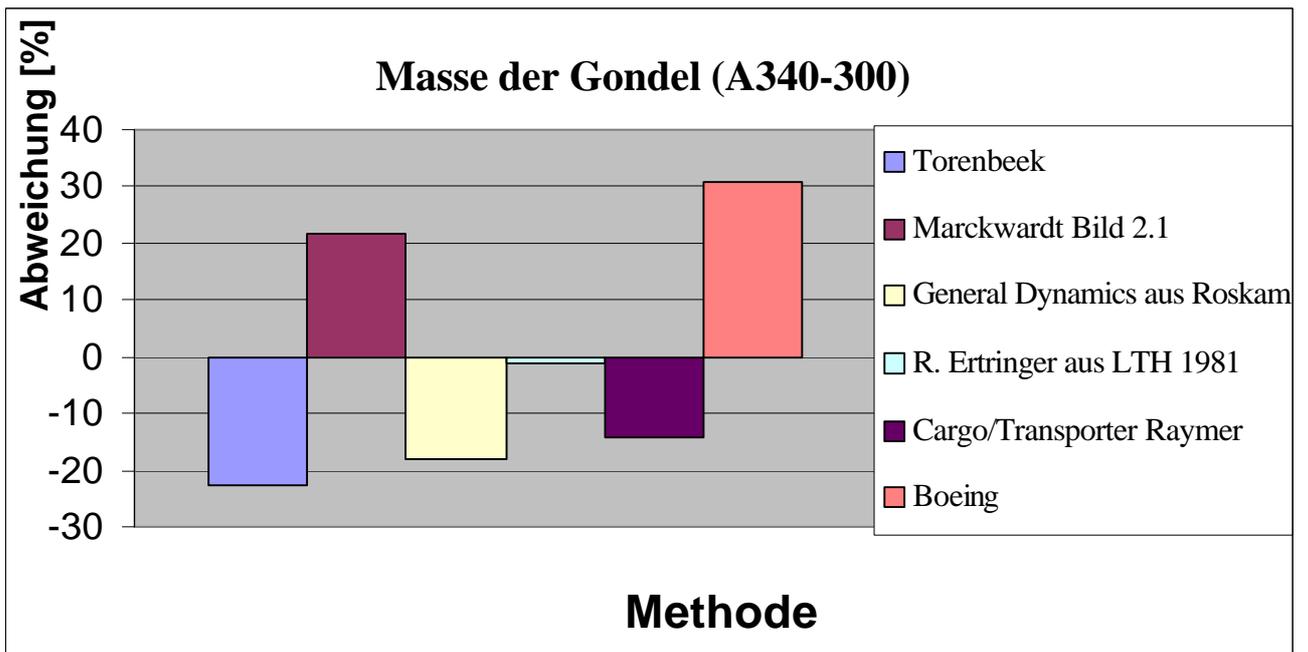


Bild 3.4 Abweichungen der Gondelmassen in Überblick (A340-300)

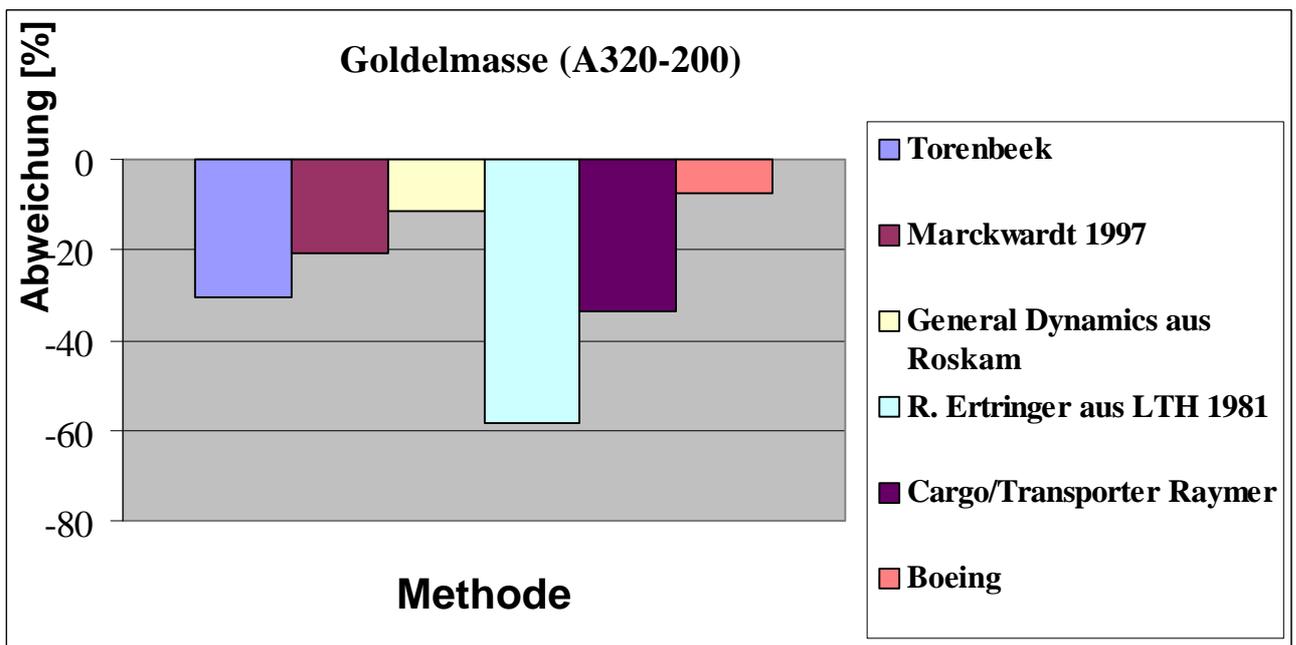


Bild 3.5 Abweichungen der Gondelmassen in Überblick (A320-200)

Tabelle 3.8: Massen der Triebwerksgondel in Überblick

Methode	A340-300 (Masse in kg)	A320-200 (Masse in kg)
Torenbeek	4002	1474
Marckwardt Bild 2.1	2769	934
General Dynamics aus Roskam	4238	1871
R. Ertringer aus LTH 1981	2246	488
Cargo/Transporter Raymer	4442	1402
Boeing	2976	1088

Bei der Betrachtung der Massen aus der **Tabelle 3.8**, stellt es sich heraus, daß die Ergebnisse sich sehr voneinander unterscheiden. Das ist so, daß die Massen der Pylon nicht bei jeden Verfahren mitberücksichtigt wurden.

4 Triebwerksmasse

4.1 Gleichung nach Torenbeek

Die Masse der installierten Triebwerke, $m_{E, inst}$ wird nach folgender Gleichung berechnet:

$$m_{E, inst} = K_E \cdot K_{thr} \cdot n_E \cdot m_E \quad (4.1)$$

Tabelle 4.1: Triebwerksmasse nach Gl. 4.1 aus Torenbeek 1988

Flugzeuge	m_E [kg]	Triebwerksmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	2587 ²	14042	- 11,7
A330-200	4870 ³	13214	-
A320-200	2266 *	6150	- 8,3

² aus Norris 2000

³ aus General Electric 2000

* aus CFM international 1998

$K_E = 1.16$	für einmotorige Propellerflugzeuge,
$K_E = 1.35$	für mehrmotorige Propellerflugzeuge,
$K_E = 1.15$	für strahlgetriebene Passagierflugzeuge mit Triebwerken in Gondeln,
$K_E = 1.40$	für Flugzeuge mit eingebauten Triebwerken (<i>buried engines</i>)
$K_{thr} = 1.00$	ohne Schubumkehr (<i>reverse thrust</i>)
$K_{thr} = 1.18$	mit Schubumkehr,
n_E	Anzahl der Triebwerke,
m_E	Masse eines Triebwerks ohne Anbauteile zur Triebwerksintegration.

4.2 Verfahren nach Marckwardt

Mit dem Bild 4.1 kann die Trockenmasse von Strahltriebwerken abgeschätzt werden. Bild 4.2 liefert die Trockenmasse von Turboproptriebwerken.

Tabelle 4.2: Triebwerkstrockenmasse nach dem Bild 4.1 aus Marckwardt 1997

Flugzeuge	TW- Typen	Stand- schub/ Trockenmasse	Stand- schub[N] ₂	Trocken- masse [kg]	Abwei- chung [%]	Tat. Mas- sen [kg] *
A340-300	CFM-56-5C4	5,4	151000	2850	+ 10,0	2587
A330-200	CF6-80E1A4	6,6	300000	4633	- 4,9	4869
A320-200	CFM56-5A3	5,4	111200	2100	- 7,3	2268

* Vergleich mit den Veröffentlichten Zahlen von Norris 2000

² aus EADS 2000

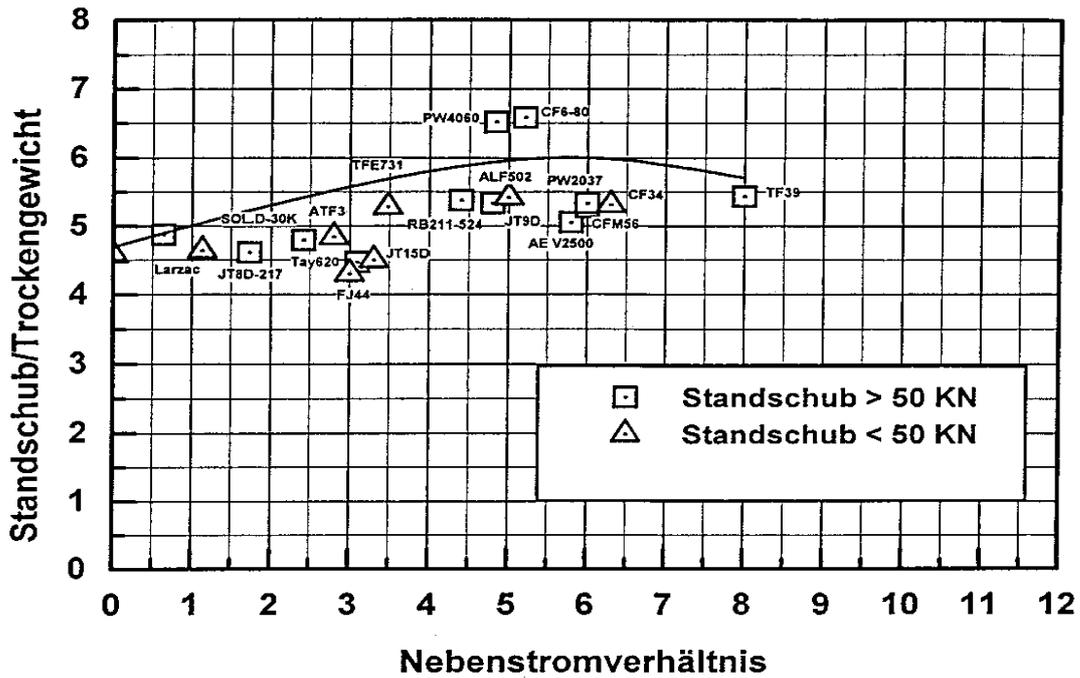


Bild 4.1 Trockenmasse von Strahltriebwerken aus Marckwardt 1997

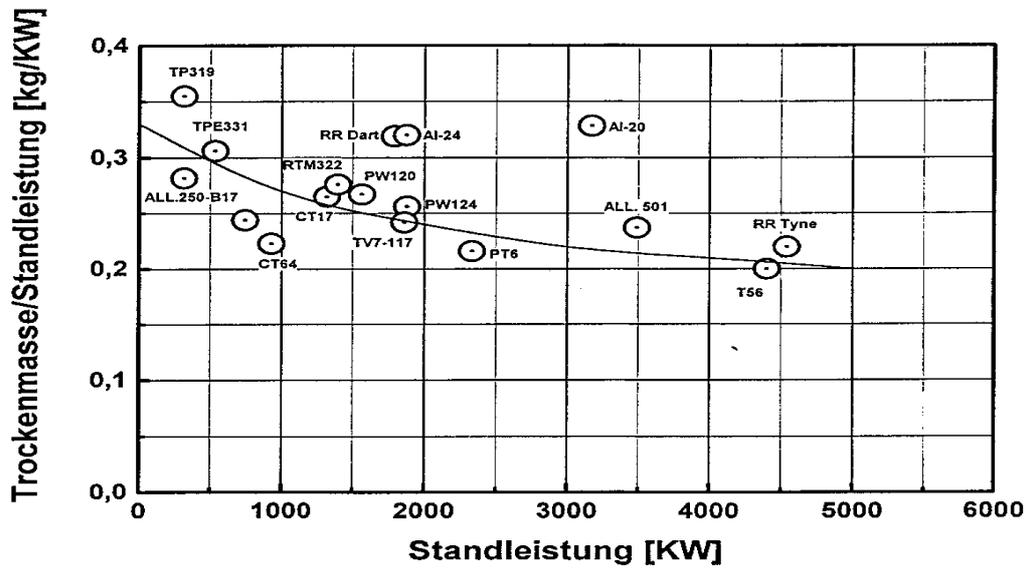


Bild 4.2 Trockenmasse von Turboproptriebwerken nach Marckwardt 1997

4.3 Verfahren aus Roskam

Liste der Formelzeichen

W_e	Masse der gesamten Triebwerken in lbs
P_{TO}	Genötigte Startleistung in hp
W_{eng}	Masse pro Triebwerk in [lb]
N_e	Anzahl der Triebwerke
W_{spch}	Masse des Vorverdichters

4.3.1 Allgemeine Flugzeuge (General Aviation Airplanes)

4.3.1.1 Verfahren von Cessna aus Roskam

Die unten stehende Gleichung gilt nur für **kleine Flugzeuge** (Flugzeuge mit niedrige Leistung) mit einer maximalen Geschwindigkeit $V_{max} < 200$ Kts (370 Km/h). Hier sind die Masse des Triebwerkszubehörs enthalten, aber nicht die Masse des Triebwerksöls.

Es wird hierzu kein Beispiel vorgeführt, da dieses Verfahren nur für kleine Flugzeuge gedacht ist.

$$W_e = K_p \cdot P_{TO} \quad (4.2)$$

Der Faktor K_p kann folgende Werte haben.

Für Kolbentriebwerke: $K_p = 1.1$ bis 1.8 , je nachdem wie das Flugzeug geladen ist.

Für Turboproptriebwerke $K_p = 0.35$ bis 0.55

W_e	Masse der gesamten Triebwerken in lbs
P_{TO}	genötigte Startleistung in hp

4.3.2 Zivil-Transport-Flugzeuge (*Commercial Transport Airplanes*)

Die Triebwerksmasse kann hier, mit Hilfe des **Bildes 4.3** ermittelt werden. Das **Bild** gilt aber nur für ein Triebwerk.

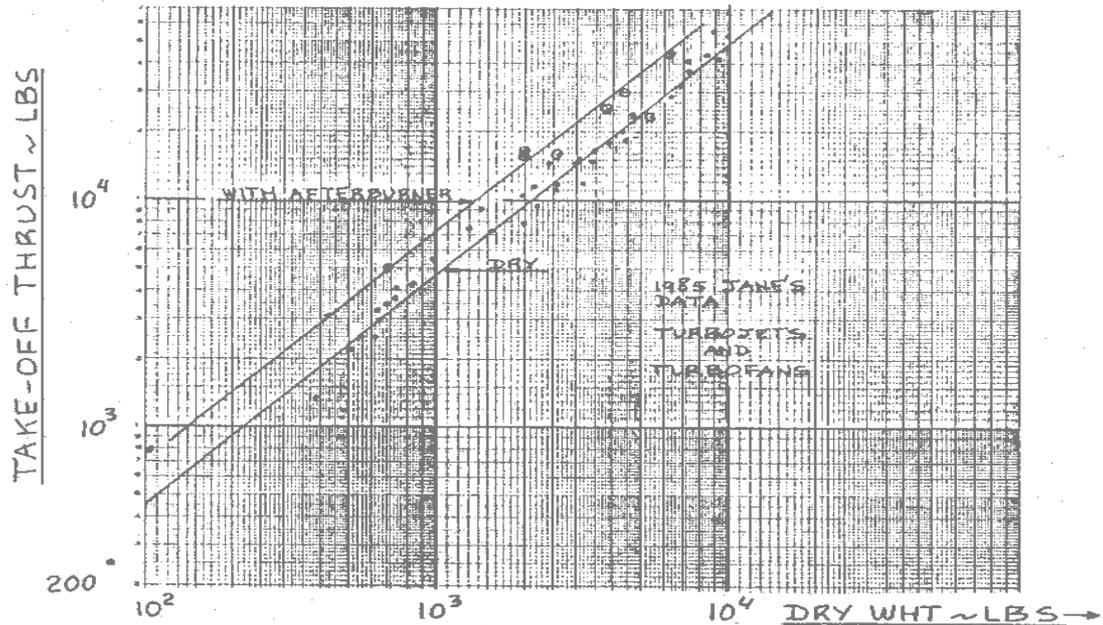


Figure 6.1 Turbojets and Turbofans: Take-off Thrust and Dry Weight Trends

Bild 4.3 Trockenmasse von Turbojettriebwerken aus Roskam 1989

Tabelle 4.3: Triebwerksmasse nach dem **Bild 4.3** aus Roskam 1989

Flugzeuge	TW- Typen *	Startschub [lb] *	Triebwerks- masse [kg]	Abweichung [%] ²	Tat. Massen [kg] ²
A340-300	CFM-56-5C4	34000	3100	+ 19,8	2587
A320-200	CFM56-5A3	27000	2500	+ 10,3	2268

* aus EADS 2000

² in Vergleich mit den Zahlen aus Norris 2000

Mit Hilfe des **Bildes 4.3**, lassen sich die Triebwerkstrockenmasse leicht ermitteln. Es wurde festgestellt, daß die abgelesene Massen zuverlässig sind.

4.4 Gleichungen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch

4.4.1 Triebwerksmasse (ohne Schubumkehr), Verfahren nach R. Ertinger (IABG/WTT) aus LTH 1981

Mit der folgenden Gleichung wird die Triebwerksmasse berechnet. Diese Gleichung gilt allerdings, nur für Militärflugzeuge.

$$m_{TW} = 257.7 \cdot Z^{1.409} \cdot \frac{1 - 1.39^{-10 \cdot Z}}{(1 - 1.065^{-10 \cdot Z}) \cdot (1 - 1.855^{-10 \cdot Z})} \cdot K_m \cdot K_{TW} \quad (4.3)$$

$$Z = d_{TW}^2 \cdot l_{TW} \cdot \frac{S_{OMIL}}{S_{ONV}} \quad (4.4)$$

Einkreiser ($m=0$): $K_m = 1.0$

Mit Nachverbrennung: $K_{TW} = 1.0$

Ohne Nachverbrennung: $K_{TW} = 1.195$

Zweikreiser :

$$K_m = 0.297 \cdot (d_{TW} \cdot K_o)^{-2.16}$$

$$\text{mit Nachverbrennung : } K_o = \frac{S_{OMIL}}{S_{ONV}}, \quad K_{TW} = 1.0$$

$$\text{ohne Nachverbrennung : } K_o = \left(\frac{l_{TW}}{d_{TW}} \right)^{-0.402}, \quad K_{TW} = 1.195$$

4.4.1.1 Schubumkehrer

Zivilflugzeuge: $K_U = 1.25$

Militärflugzeuge: $K_U = 1.0$

$$m_U = 0.0018 \cdot N_{TW} \cdot S_o^{1.31} \cdot K_U \quad (4.5)$$

Tabelle 4.4: Gesamte Masse des Schubumkehrers nach R. Ertinger aus LTH 1981

Flugzeuge	TW- Typen *	Startschub [N] *	Masse des Schubumkehrers [kg]
A340-300	CFM-56-5C4	151000	2684
A330-200	CF6-80E1A4	300000	3298
A320-200	CFM56-5A3	111200	1797

* aus EADS 2000, $S_o \equiv$ maximaler Trockenschub

Die in der **Tabelle 4.4** ermittelten Massen, sind Massen von den gesamten Schubumkehrern. Diese ermittelten Massen sind in Vergleich mit den Massen aus **Boeing 1968 (Tabelle 4.12)** zu hoch (Abweichung liegt bei ungefähr 40%).

4.5 Gleichungen nach Raymer

Diese Gleichung ist gültig, bei einem Nebenstromverhältnis BPR zwischen 0 und 6. **Raymer 1989** ermittelt mit Daten aus JANE'S diese Gleichung zur Berechnung der Masse der Strahltriebwerken.

$$m_E = \frac{0.0724}{g} \cdot T_{TO}^{1.1} \cdot e^{-0.045 \cdot BPR} \quad (4.6)$$

Tabelle 4.5: Triebwerkstrockenmasse nach der Gl. 4.6 aus **Raymer 1989**

Flugzeuge	TW-Typen	BPR ²	Startschub [N]	Trockenmasse [kg]	Abweichung [%] *	Tatsächliche Massen [kg] ³
A340-300	CFM-56-5C4	6,6	151000	2.753	+ 5,4	2587
A330-200	CF6-80E1A4	5,32	300000	6.151	+ 26,3	4869
A320-200	CFM56-5A3	6,0	111200	2.002	- 11,7	2268

² aus **Arnold 2001**

* Vergleich mit den Veröffentlichten Zahlen aus **Norris 2000**

³ aus **Norris 2000**

m_E Masse eines Triebwerks in kg
 g Erdbeschleunigung in m/s^2
 T_{TO} Startschub in N
 BPR Nebenstromverhältnis (*bypass ratio*)

4.5.1 Cargo/Transport Weights

Die Triebwerksteuerungsmasse kann nach folgender Gleichung ermittelt werden:

$$W_{\text{engine controls}} = 5.0 \cdot N_{en} + 0.80 \cdot L_{ec} \quad (4.7)$$

Tabelle 4.6: Triebwerksteuerungsmasse aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	TW-Typen	L_{ec} ² [m]	Triebwerksteuerungsmasse [kg]
A340-300	CFM-56-5C4	270	107,0
A330-200	CF6-80E1A4	230	88,0
A320-200	CFM56-5A3	130	51,7

² L_{ec} wurde aus der Zeichnung abgelesen, aus **Endres 2000**

Beim Vergleichen der Triebwerksteuerungsmassen (**Tabelle 4.6**) mit den Massen von Boeing (**Tabelle 4.9**), wurde Abweichung von bis zu 30 % festgestellt. Der Grund dafür ist, daß die Länge L_{ec} nicht genau abgelesen werden konnte. Die hier errechneten Massen sind etwa 30 % größer.

L_{ec} Abstand von Triebwerksfront bis zum Cockpit [ft]– total, wenn mehrere Triebwerke.
 N_{en} Anzahl der Triebwerke

4.5.2 General-Aviation Weights

Mit der unten stehenden Gleichung, aus **Raymer 1992**, wird die Masse des Triebwerks ermittelt.

N_{en} Zahl der Triebwerke
 W_{en} Masse eines Triebwerks

$$W_{\text{total installed engine}} = 2.575 \cdot W_{en}^{0.922} \cdot N_{en} \quad (4.8)$$

Tabelle 4.7: Triebwerksmasse nach **Gl. 4.8** aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	TW- Typen *	Trockenmasse des Triebwerks ² [kg]	Triebwerksmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	CFM-56-5C4	2587	14436	- 9,2
A330-200	CF6-80E1A4	4870	12931	-
A320-200	CFM56-5A3	2266	6388	- 4,7

² aus **Norris 2000**

4.6 Masse des Triebwerks nach Boeing

In der Triebwerksmassen sind die zugehörige Masse für das Triebwerk, für die Zelle und für die andere Installationsmassen enthalten.

Die Masse des Triebwerks JT9-D für **Boeing 747** ist folgendermaßen gegeben:

Basis Masse –P&W	7900 lbs
Wasser Injektion (Versorgung) –P&W	40
Integration –P&W	530
Integration –Boeing	20
Wärmeschutz –Boeing	40
Triebwerksinstallation	8530 lbs

In den Unterlagen von **Boeing 1968**, findet man keine allgemeine Gleichung zur Berechnung der Masse des Triebwerks. Hier werden die einzelnen Komponenten (siehe **Kapitel 4.6.1** bis **4.6.5**) getrennt betrachtet.

4.6.1 Triebwerkszubehör

Die Masse des Triebwerkszubehörs wird mit Hilfe des **Bildes A41** ermittelt. Was hier nicht berücksichtigt ist, ist das System für die Wassereinjektion. Das Wassereinjektionssystem einer 747 ist auf 334 (lbs) eingeschätzt, und sorgt für 600 (gallons) Wasser und kann innerhalb 3 Minuten gepumpt werden. Das Wassereinjektionssystem einer 707 ist auf 139 (lbs) eingeschätzt.

Aus dem **Bild A4.1** wurde die Masse des Triebwerkszubehörs abgelesen.

Tabelle 4.8: Triebwerkszubehörmasse nach **Bild A4.1** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	TW- Typen *	Startschub [N] *	alle Triebwerke [lbs]	Abgelesen [lbs]
A340-300	CFM-56-5C4	151000	135732	590
A330-200	CF6-80E1A4	300000	134838	588
A320-200	CFM56-5A3	111200	49980	340

* aus **EADS 2000**

4.6.2 Triebwerkssteuerung

Die Masse der Triebwerkssteuerung kann aus dem **Bild A4.2** abgelesen werden.

Für das Ablesen der Massen braucht man die gesamte Länge der Steuerung, wie sie in **Bild A4.2** zu sehen ist.

Tabelle 4.9: Masse der Triebwerkssteuerung nach dem **Bild A4.2** aus **Boeing 1968**

Flugzeuge	Strecke in ft *	Abgelesen [lbs]
A340-300	385	160
A330-200	286	110
A320-200	170	78

* diese Zahlen wurden aus den Zeichnungen abgelesen (aus **Endres 2000**)

4.6.3 Triebwerksstartsystem

Diese Masse des Triebwerkstartsystems ist in Abhängigkeit von der Anzahl des Triebwerks, wie aus dem **Bild A4.3** zu erkennen ist.

Tabelle 4.10: Masse des Triebwerkstartsystems nach **Bild A4.3** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	Anzahl der Triebwerke	Abgelesen [lbs]
A340-300	4	220
A330-200	2	75
A320-200	2	75

4.6.4 Treibstoffsystems eines Triebwerks

Die Masse des Treibstoffsystems wird nach dem **Bild A4.4** ermittelt. Sie variiert mit der Kapazität des Tanks.

Tabelle 4.11: Masse des Treibstoffsystems nach **Bild A4.4** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	Tankkapazität [gallon] *	Abgelesen [lbs/gallon]	Masse des Treibstoffsystems [kg]
A340-300	39282	0,062	1240
A330-200	36743	0,068	1250
A320-200	6300	0,172	541

* aus **EADS 2000**

4.6.5 Schubumkehrer

Die Masse von Schubumkehrer wird als Funktion des Luftmassenstromes berechnet.

Tabelle 4.12: Masse von Schubumkehrer nach dem **Bild A4.5** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	Luftmassenstrom des Triebwerks [lbs/s] *	Abgelesen [lb/Triebwerk]
A340-300	1065	800
A320-200	842	645

* aus **CFM international 1998**

In den Unterlagen von **Boeing 1968**, befindet sich keine allgemeine Gleichung zur Ermittlung der Triebwerksmasse, man findet statt dessen Gleichungen mit den die Triebwerkskomponenten berechnet werden. Die Summe von diesen Komponenten und den Triebwerkstrockenmassen, ergibt die gesamte Masse des Triebwerks (siehe **Tabelle 4.13**).

Tabelle 4.13: Triebwerksmasse aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	Summe aller Komponenten [kg]	Triebwerkstro- ckenmasse [kg] *	Gesamte Masse [kg]	Ausweichung [%]
A340-300	1385	2587	14047	- 11,7
A320-200	3699	2266	5917	- 11,7

* aus CFM international 1998

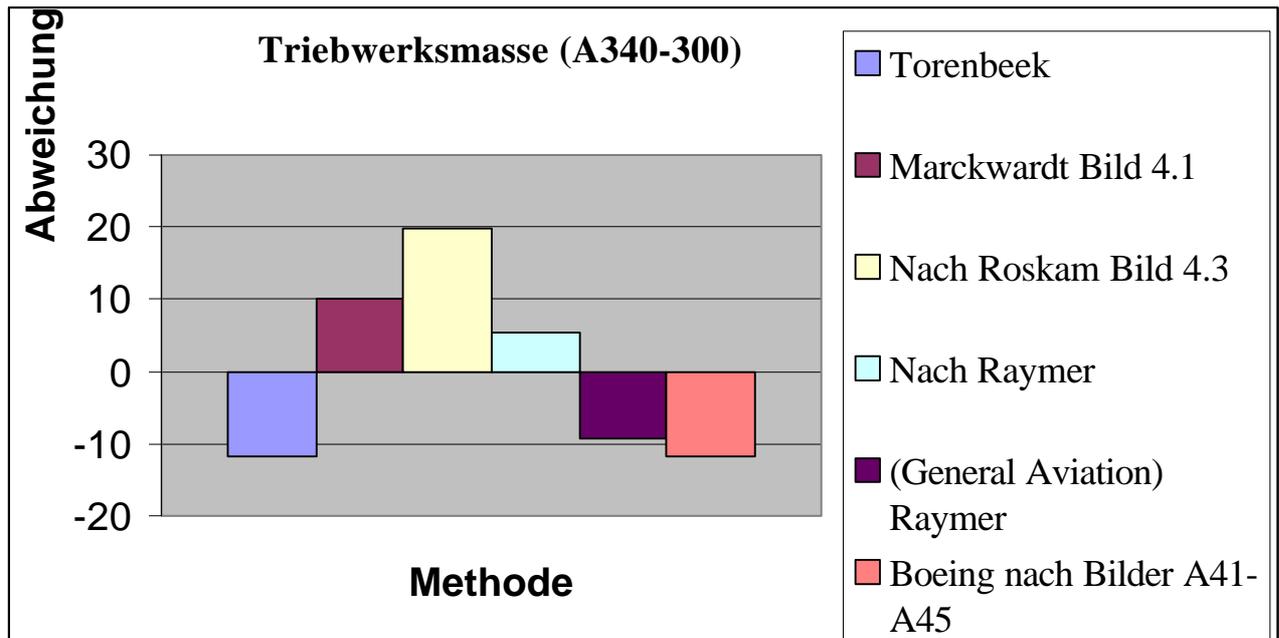
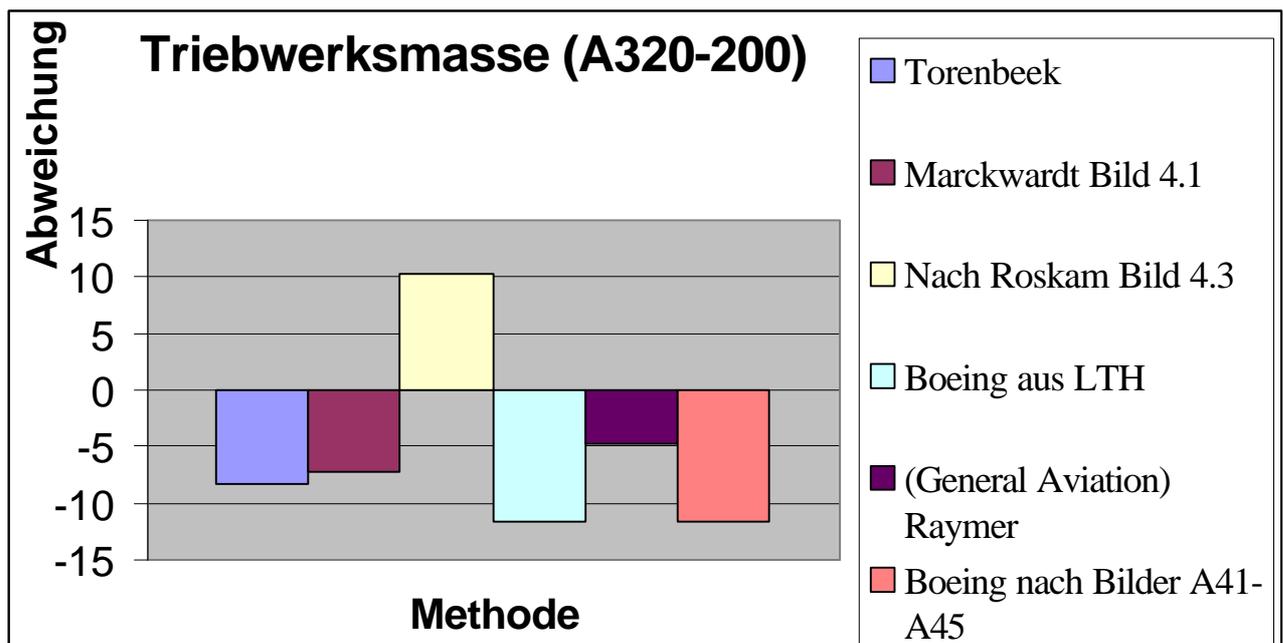
**Bild 4.4** Abweichungen der Triebwerksmassen in Überblick (A340-300)**Bild 4.5** Abweichungen der Triebwerksmassen in Überblick (A320-200)

Tabelle 4.14: Triebwerksmassen in Überblick

Methode	A340-300 (Masse in kg)	A320-200 (Masse in kg)
Torenbeek	14042	6150
Marckwardt Bild 4.1	2850 *	2100 *
Nach Roskam Bild 4.3	3100 *	2500 *
Cargo/ Transport nach Raymer	2753 *	2001 *
(General Aviation) Raymer	14436	6388
Boeing nach Bild A41-A45	14047	5917

* Trockenmasse

Es sind hier, Triebwerkstrochkenmassen und ausgerüsteten Triebwerksmassen zu unterscheiden.

5 Masse der Bug- und Hauptfahrwerke

Fahrwerk hat ein Gewicht von 3 bis 5 % des Gesamten Flugzeuggewicht, aus **Bräunling 1997**.
Fahrwerk besteht aus: Gestänge, Räder, Bremsen, Federbeine, Reifen und Ein- Ausfahrvorrichtungen.

5.1 Gleichung nach Torenbeek

Fahrwerksmasse m_{LG}

$$m_{LG,N} \text{ bzw. } m_{LG,M} = K_{LG} \cdot \left(A_{LG} + B_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/4} + C_{LG} \cdot m_{MTO} + D_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/2} \right) \quad (5.1)$$

Tabelle 5.1: Fahrwerksmasse nach Gl. 5.1 aus **Torenbeek 1988**

Flugzeuge	Abflugmasse [kg] *	Bugfahrwerksmasse [kg]	Hauptfahrwerksmasse [kg]	Gesamte Masse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	1402	9869	11271	+ 12,3
A330-200	230000	1198	8224	9422	-
A320-200	73500	434	2444	2878	+ 22,6

* aus EADS 2000

m_{LG}	Fahrwerksmasse in kg , $m_{LG} = m_{LG,N} + m_{LG,M}$
$m_{LG,N}$	Masse des Bugfahrwerks (<i>nose landing gear</i>) in kg
$m_{LG,M}$	Masse des Hauptfahrwerks (<i>main landing gear</i>) in kg
m_{MTO}	Startmasse in kg
$k_{LG} = 1$	für Tiefdecker
$k_{LG} = 1.08$	für Hochdecker
$A_{LG} \dots D_{LG}$	aus Tabelle 5.2

Tabelle 5.2: Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmasse aus **Torenbeek 1988**

airplane type	gear type	gear component	A_{LG}	B_{LG}	C_{LG}	D_{LG}
jet trainers and business jets	Retractable gear	Main gear	15.0	0.033	0.0210	-
		Nose Gear	5.4	0.049	-	-
Other civil types	Fixed gear	Main gear	9.1	0.082	0.0190	-
		Nose gear	11.3	-	0.0024	-
		Tail gear	4.1	-	0.0024	-
	Retractable Gear	Main gear	18.1	0.131	0.0190	$2.23 \cdot 10^{-5}$
		Nose gear	9.1	0.082	-	$2.97 \cdot 10^{-6}$
		Tail gear	2.3	-	0.0031	-

Anmerkungen zu Gleichung 5.1:

- Die Gleichung wird getrennt für das Hauptfahrwerk (*main landing gear*) und das Bugfahrwerk (*nose landing gear*) angewandt. Die Summe beider Massen ergibt die Fahrwerksmasse m_{LG} .
Die Fahrwerksmasse m_{LG} macht bei kleinen Flugzeugen etwa 7 % der Startmasse m_{MTO} aus.
- Bei Flugzeugen mit mehr als ca. 30000 kg beträgt die Fahrwerksmasse etwa 4.5 % der Startmasse m_{MTO} , aus **Scholz 1998**

5.2 Verfahren nach Marckwardt

Liste der Formelzeichen

m_A Abflugmasse [kg]

m_{FW} Fahrwerksmasse [kg]

$$m_{FW} = m_A \cdot 0.019 + 25.3 \cdot 10^{-6} \cdot m_A^{0.5} + 0.213 \cdot m_A^{-0.25} + 27.2 \cdot m_A^{-1} \quad (5.2)$$

Tabelle 5.3: Fahrwerksmasse nach Gl. 5.2 aus Marckwardt 1997

Flugzeuge	Abflugmasse [kg]	Fahrwerksmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	11275	+ 12,4
A330-200	230000	9425	-
A320-200	73500	2879	+ 22,7

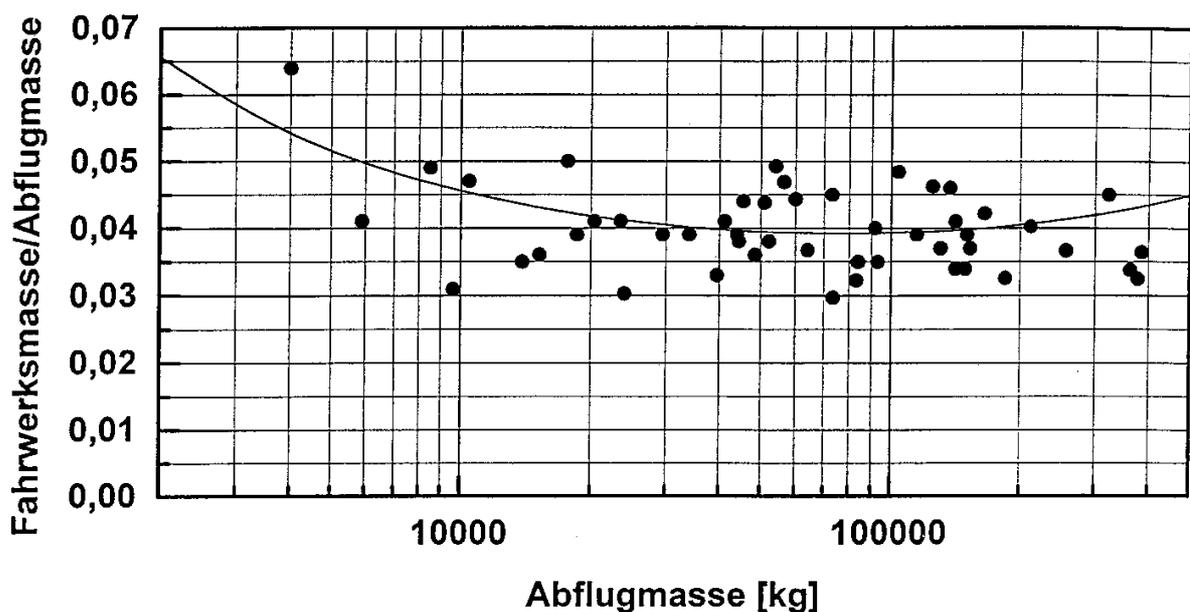
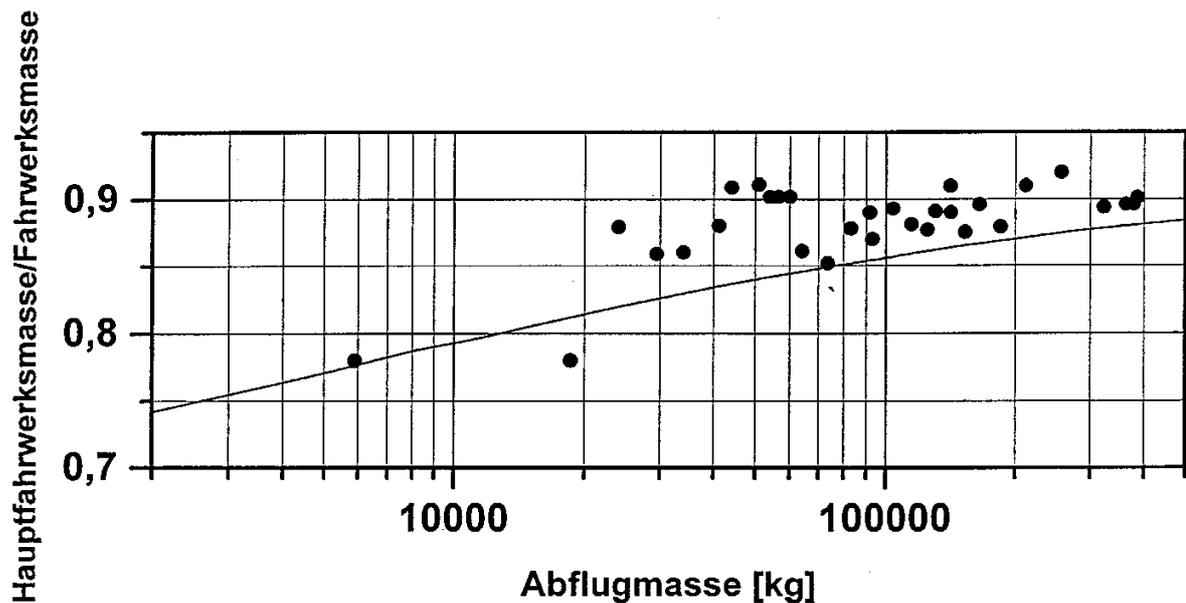


Bild 5.1 Fahrwerksmasse /Abflugmasse nach m_A aus Marckwardt 1997

Tabelle 5.4: Fahrwerksmasse nach dem **Bild 5.1** aus **Marckwardt 1997**

Flugzeuge	Abflugmasse [kg] *	Fahrwerksmasse/Abflugmasse	Abgelesene Masse	Abweichung [%]
A340-300	271000	0,043	11653	+ 16,1
A330-200	230000	0,041	9430	-
A320-200	73500	0,039	2867	+ 22,2

* aus EADS 2000

**Bild 5.2** Hauptfahrwerksmasse/Fahrwerksmasse nach m_A aus **Marckwardt 1997**

5.3 Gleichungen aus Roskam

5.3.1 Allgemeine Flugzeuge (General Aviation Airplanes)

5.3.1.1 Verfahren von Cessna aus Roskam

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

Für nicht-einfahrbare Fahrwerke gilt:

$$\begin{aligned}
 W_g = & 0.013 \cdot W_{TO} + 0.146 \cdot W_L^{0.417} \cdot n_{ult.l}^{0.950} \cdot l_{Sm}^{0.183} + & \text{(main landing gear)} \\
 & + 6.2 + 0.0013 \cdot W_{TO} + 0.000143 \cdot W_L^{0.749} \cdot n_{ult.l} \cdot l_{Sn}^{0.788} & \text{(nose landing gear)} \quad (5.3)
 \end{aligned}$$

Für einfahrbare Fahrwerke gilt:

$$W_g = 0.013 \cdot W_{TO} + 0.146 \cdot W_L^{0.417} \cdot n_{ult.l}^{0.950} \cdot l_{Sm}^{0.183} + \quad (\text{main landing gear})$$

$$+ 6.2 + 0.0013 \cdot W_{TO} + 0.000143 \cdot W_L^{0.749} \cdot n_{ult.l} \cdot l_{Sn}^{0.788} + 0.014 \cdot W_{TO} \quad (\text{nose landing gear}) \quad (5.4)$$

l_{sm}	Federbeinlänge für das Hauptfahrwerk in ft
l_{sn}	Federbeinlänge für das Bugfahrwerk in ft
$n_{ult.l}$	Bruchlastfaktor für die Landung, und soll hier 5.7 eingesetzt werden
W_g	Fahrwerksmasse in lbs
W_L	Landungsmasse (Entwurf) in lbs
W_{TO}	Startmasse in lbs

5.3.1.2 Verfahren von USAF aus Roskam

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

$$W_g = 0.054 \cdot l_{Sm}^{0.501} \cdot (W_L \cdot n_{ult.l})^{0.684} \quad (5.5)$$

In dieser Gleichung ist auch die Masse des Bugfahrwerks mitberücksichtigt worden.

$n_{ult.l}$ Landungsbruchlastfaktor, beträgt hier 5.7 (laut **Roskam 1989**).

5.3.2 Zivil-Transport-Flugzeuge (*Commercial Transport Airplanes*)

5.3.2.1 Gleichung nach General Dynamics aus Roskam

Hier die Gleichung zur Bestimmung der Fahrwerksmasse.

$$W_g = 62.61 \cdot \left(\frac{W_{TO}}{1000} \right)^{0.84} \quad (5.6)$$

Tabelle 5.5: Fahrwerksmasse nach **General Dynamics** aus **Roskam 1989**

Flugzeuge	Abflugmasse [kg]	Fahrwerksmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	6101	- 39,2
A330-200	230000	5316	-
A320-200	73500	2039	- 13,1

5.3.2.1 Gleichung nach USN

$$W_g = 129.1 \cdot \left(\frac{W_{TO}}{1000} \right)^{0.66} \quad (5.7)$$

Diese Gleichung gilt nicht für Zivilflugzeuge, sondern nur für USN-Flugzeuge.

5.4 Gleichungen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch

5.4.1 Gleichungen für Bomber und Transportflugzeuge von R. Ertin-ger (IABG/WTT) aus LTH 1981

Die folgende Gleichungen, gelten nur für Bomber und Militärflugzeuge.

$$m_{FWB} = 0.0194 \cdot U_{FWB}^{0.898} \cdot NR_{FWB}^{1.185} \quad (5.8)$$

$$m_{FWH} = 0.153 \cdot (U_{FWH} \cdot B_{FWH})^{0.793} \quad (5.9)$$

$$m_{FW} = m_{FWB} + m_{FWH} \quad (5.10)$$

$$U_{FWB} = 7.40 \cdot m_Z^{0.66} \quad (5.11)$$

$$U_{FWH} = 0.264 \cdot m_Z^{1.045} \quad (5.12)$$

$$(m_{\max} \cdot n_T) > m_L \cdot n_L \rightarrow m_Z = m_{\max} \cdot n_T \quad (5.13)$$

$$(m_L \cdot n_L) > m_{\max} \cdot n_T \rightarrow m_Z = m_L \cdot n_L \quad (5.14)$$

FWB	Bugfahrwerk
FWH	Hauptfahrwerk
m_L	Landungsmasse [lb]
n_L	Landlastvielfaches
n_T	Taxilastvielfache

5.5 Gleichungen nach Raymer

Liste der Formelzeichen

K_{mp}	= 1.126 für (<i>kneeling</i>) Fahrwerk, sonst 1,0
K_{np}	= 1.15 für (<i>kneeling</i>) Fahrwerk, sonst 1,0
L_m	= Länge des Hauptfahrwerks, in [in]
L_n	= Länge des Bugfahrwerks, in [in]
N_l	= Bruchlastfaktor (Landung) = $N_{Fahrwerk} \times 1.5$
N_{mss}	= Zahl der <i>shock struts</i> eines Hauptfahrwerks
N_{mw}	= Zahl der Räder (<i>wheels</i>) eines Hauptfahrwerks
N_{nw}	= Zahl der Räder (<i>wheels</i>) eines Bugfahrwerks
V_{stall}	= Stall-Geschwindigkeit [knot]
W_l	= Landungsmasse in [lb]

5.5.1 Cargo/Transport Weights

Die Hauptfahrwerksmasse kann nach folgender Gleichung ermittelt werden. Die Einheiten die oben angegeben sind, sollen beachtet werden (es kann sonst zu falschen Ergebnissen führen)

$$W_{\text{main landig gear}} = 0.0106 \cdot K_{mp} \cdot W_l^{0.888} \cdot N_l^{0.25} \cdot L_m^{0.4} \cdot N_{mw}^{0.321} \cdot N_{mss}^{-0.5} \cdot V_{Stall}^{0.1} \quad (5.15)$$

Tabelle 5.6: Hauptfahrwerksmasse nach Gl. 5.15 aus Raymer 1992

Flugzeuge	Landungsmasse [kg]	L_m [m]	N_{mw} ³	V_{stall} [m/s] ²	N_{mss}	Masse des HFW [kg]
A340-300	190000	4 **	10	190	3	11169
A330-200	177150	4 **	8	190	2	11965
A320-200	61000 ¹	2,98 *	4	150	2	3064

¹ aus EADS 2000

² aus Pschirus 1999

³ aus Arnold 2001

* aus Currey 1988

** aus Vergleich mit A310 (3,7 m) aus Pschirus 1999 (genaue Angabe war nicht vorhanden)

Die Bugfahrwerksmasse kann nach folgender Gleichung ermittelt werden:

$$W_{\text{nose landig gear}} = 0.032 \cdot K_{np} \cdot W_l^{0.646} \cdot N_l^{0.2} \cdot L_n^{0.5} \cdot N_{nw}^{0.45} \quad (5.16)$$

Tabelle 5.7: Die Masse des gesamten Fahrwerks aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	L_n [m] *	N_{nw}	Masse des BFW [kg]	Fahrwerksmasse [kg]	Abweichung [%]
A340-300	3,2	2	1350	12519	+ 24,8
A330-200	3,2	2	1290	13256	-
A320-200	2,0	2	512,5	3577	+ 52

* Aus der Zeichnung abgelesen

5.5.2 General-Aviation Weights

Hier ist die nächste Version, aus **Raymer 1992**, mit der die Fahrwerksmasse ermittelt werden können.

Die Hauptfahrwerksmasse kann nach folgender Gleichung ermittelt werden:

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.095 \cdot (N_l \cdot W_l)^{0.768} \cdot \left(\frac{L_m}{12} \right)^{0.409} \quad (5.17)$$

Tabelle 5.8: Masse des Hauptfahrwerks nach Gl. 5.17 aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	L_m [m]	Masse des HFW [kg]
A340-300	4 ²	9771
A330-200	4 ²	9260
A320-200	2,98 *	3620

² aus der Zeichnung abgelesen (**Endres 2000**)

* aus **Currey 1988**

Die Bugfahrwerksmasse kann nach folgender Gleichung ermittelt werden:

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.125 \cdot (N_l \cdot W_l)^{0.566} \cdot \left(\frac{L_n}{12} \right)^{0.845} \quad (5.18)$$

Tabelle 5.9: Fahrwerksmasse nach Gl. 5.18 aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	L_n * [m]	Masse des BFW [kg]	Masse des gesamten Fahrwerks [kg]	Abweichung [%]
A340-300	3,2	1684	11455	+ 14,2
A330-200	3,2	1619	10878	-
A320-200	2,0	595	4215	+ 79,6

* aus der Zeichnung abgelesen (**Endres 2000**)

Bei A320-200 ist die Abweichung ziemlich hoch, der Grund liegt eventuell an der Länge L_n und L_m . Diese beide Größe wurden sozusagen abgeschätzt, genaue Angaben waren nicht vorhanden.

5.6 Fahrwerksmasse nach Boeing

5.6.1 Hauptfahrwerksmasse

Die Masse des Hauptfahrwerks ist die Differenz zwischen dem gesamten Fahrwerk und dem Bugfahrwerk.

Mit:

DM	Reifendurchmesser des Hauptfahrwerks (<i>main gear</i>) in [in]
W_T	Masse des gesamten Fahrwerks in [lb]
W_L	Masse der Brutto- Landungsgewicht in (lbs)
L_M	Länge zwischen Mittellinie der Drehzapfen (<i>trunnion</i>) zum Mittellinie der Radachse, plus ¼ des Abstandes zwischen den Radachsen und plus 1/4 des Abstandes zwischen den Rädern in [in]
T_M	Anzahl der Hauptfahrwerksräder

Mit dieser Gleichung kann die Masse des Hauptfahrwerks ermittelt werden

$$W_T = 16.86 \cdot \left(\frac{W_L}{100000} \right)^{0.552} \cdot D_M^{0.715} \cdot T_M^{0.157} \cdot L_M^{0.631} \quad (5.19)$$

Tabelle 5.10: Fahrwerksmasse nach Gl. 5.19 aus Boeing 1968

Flugzeuge	Landungsmasse [kg] *	T_M *	L_M ²	D_M *	Masse des Hauptfahrwerks [kg]
A340-300	190000	10	4,82	1,27	10870
A330-200	177150	8	4,82	1,27	10098
A320-200	61000 ³	4	3,13	1,143	3551

² L_m wurde mit Werten aus der Zeichnung errechnet

³ aus EADS 2000

* aus Arnold 2001

Für die Ermittlung der Hauptfahrwerksmasse (vorne) ist folgende Gleichung zu verwenden:

$$W_F = 16.86 \cdot \left(\frac{W_L}{200000} \right)^{0.552} \cdot D_F^{0.715} \cdot T_F^{0.157} \cdot L_F^{0.631} \quad (5.20)$$

Für die Ermittlung der Hauptfahrwerksmasse (hinten) ist folgende Gleichung zu verwenden:

$$W_A = 16.86 \cdot \left(\frac{W_L}{200000} \right)^{0.552} \cdot D_A^{0.715} \cdot T_A^{0.157} \cdot L_A^{0.631} \quad (5.21)$$

Mit:

F	vorne (<i>Fore</i>)
A	hinten (<i>Aft</i>)
$D_{F,A}$	Reifendurchmesser, vorne und hinten (<i>fore and aft</i>) in [in]
$L_{F,A}$	Abstand zwischen der Drehzapfen zu der Radachse plus 1/4 des Abstandes zwischen den Radachsen (Seitenansicht) plus 1/4 des Abstandes zwischen den Reifen (Rückansicht) in [in]
$T_{F,A}$	Anzahl der vorderen und hinteren Reifen
W_L	Landungsgewicht in [lbs]

5.6.1 Bugfahrwerksmasse

Die Masse des Bugfahrwerks ist die Summe aus den Massen von:

Rädern

Reifen, Leitungen, Luft

Bremsen

Struktur

Steuerung

5.6.2 Struktur plus Steuerung

Die Masse der Struktur und der Steuerung ist abhängig von der Fahrwerkslänge und von der maximalen Senkrechtlast des Fahrwerks. Wenn die Lastabschätzung nicht möglich ist, kann für das Bugfahrwerk der kommerziellen Flugzeuge die folgende Gleichung verwendet werden.

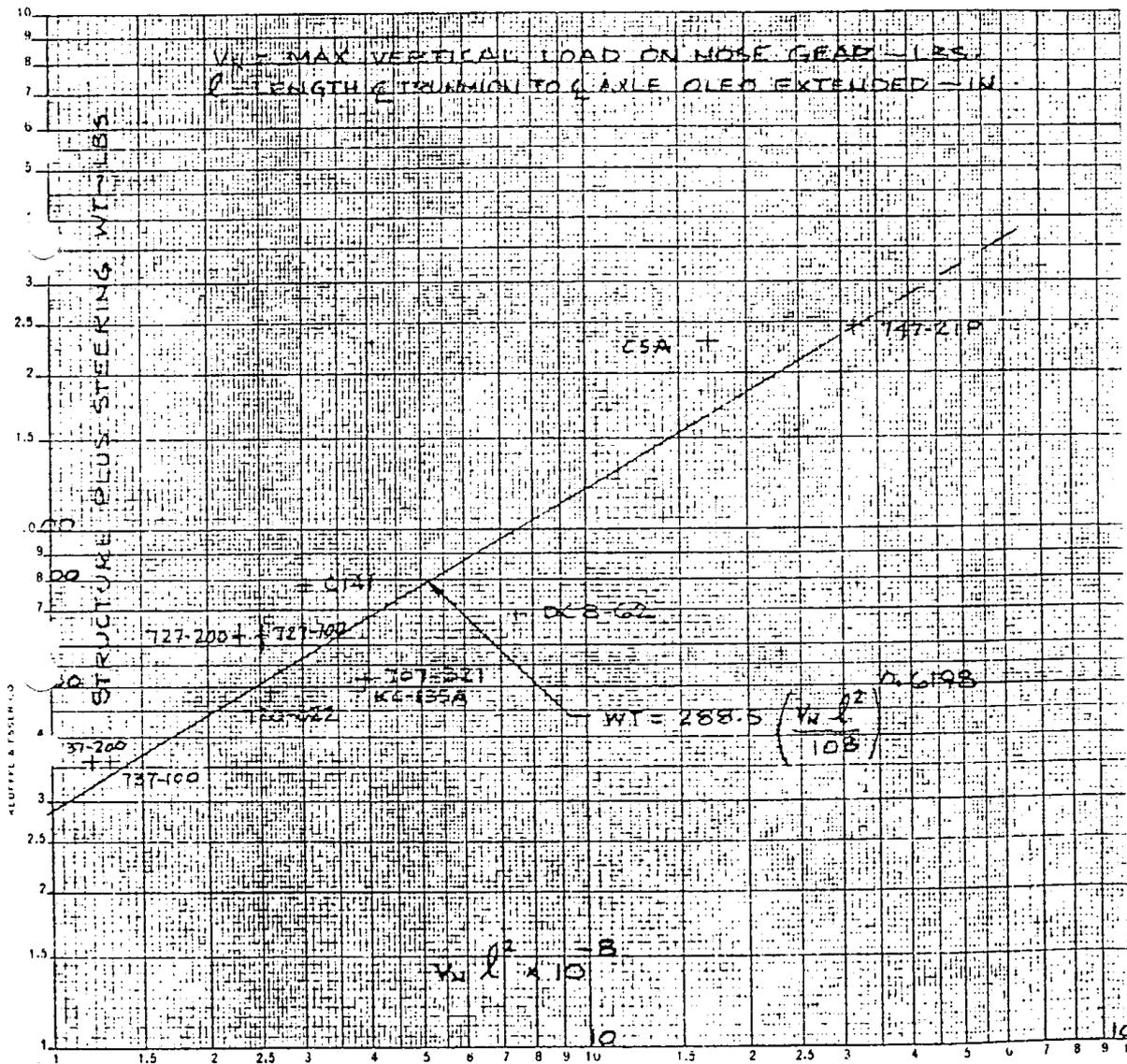
$$V_n = \frac{W}{d} = (1.5 \cdot b_f + 1.2 \cdot e) \quad (5.22)$$

Mit:

b_f	Abstand in [in] von der Mittellinie des Hauptrades bis zum Flugzeugschwerpunkt (benutze 15% der MAC, wenn der Abstand nicht bekannt ist)
d	Abstand in [in] von der Mittellinie des Bugrades zur Mittellinie des Hauptrades.
e	Abstand in [in] von der statische Grundlinie bis zum Schwerpunkt des Flugzeuges
l	Länge zwischen Mittellinie der Drehzapfen zum Mittellinie der Radachse in [in]
W	Startbruttogewicht oder 1.2* Landungsbruttogewicht (größte nehmen)

Laut **Bild 5.3**, wird die Masse der Struktur plus Steuerung mit Hilfe folgender Gleichung ermittelt.

$$W_T = 288.5 \left(\frac{V_n \cdot l^2}{10^8} \right)^{0.6198} \quad (5.23)$$



CALC.	GEB	3-12-69	REVISED	DATE	NOSE LANDING GEAR	26-23201 TN
CHECK					STRUCTURE PLUS STEERING	3.6
APPD.					WEIGHT-TRICYCLE GEAR	
APPD.					THE BOEING COMPANY	PAGE 3.6-4

Bild 5.3 Masse des Bugfahrwerks (Struktur und Steuerung) aus Boeing 1969.

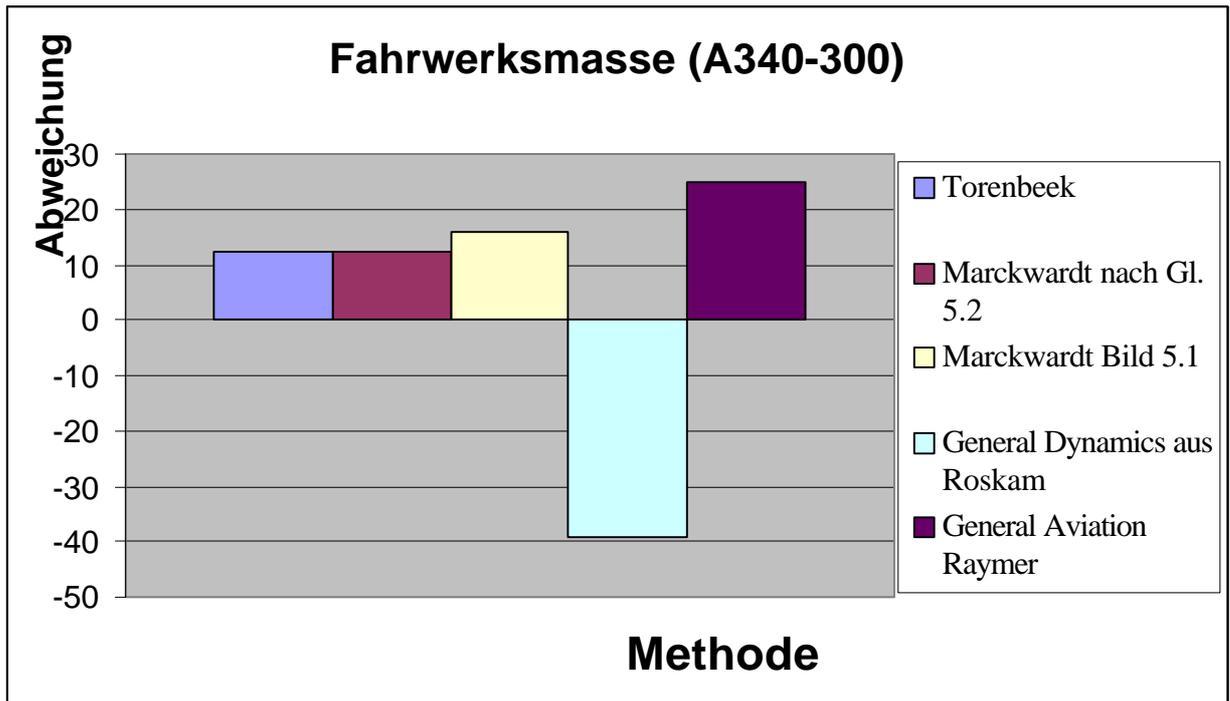


Bild 5.4 Abweichungen der Fahrwerksmassen in Überblick (A340-300)

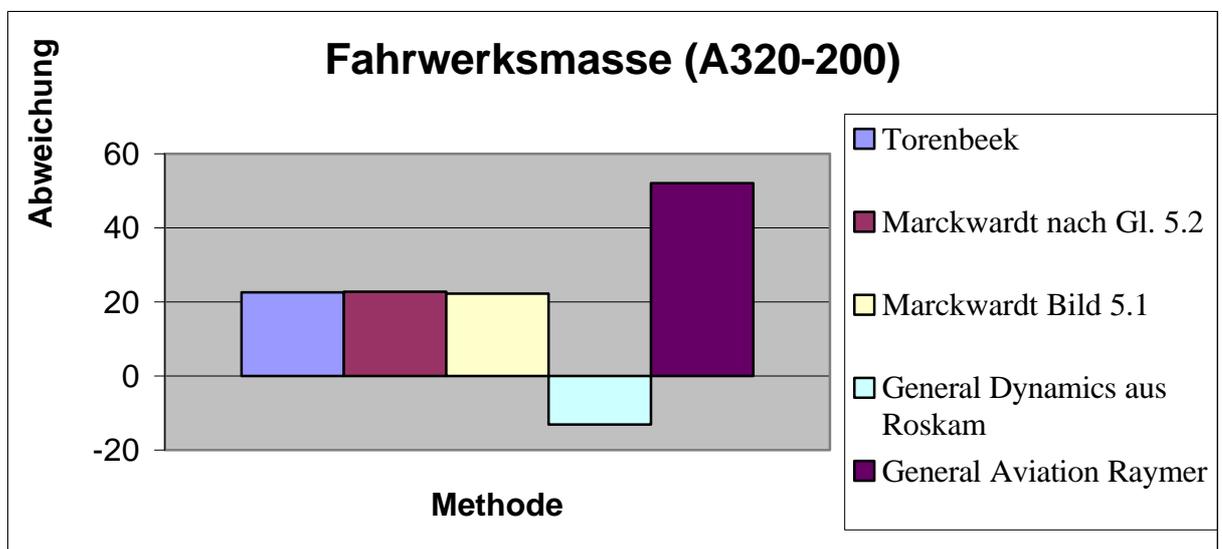


Bild 5.5 Abweichungen der Fahrwerksmassen in Überblick (A320-200)

Tabelle 5.11: Fahrwerksmassen in Überblick

Methode	A340-300 (Masse in kg)	A320-200 (Masse in kg)
Torenbeek	11271	2878
Marckwardt nach Gl. 5.2	11275	2879
Marckwardt Bild 5.1	11653	2867
General Dynamics aus Roskam	6101	2039
Cargo /Transport aus Raymer	12519	3577
General Aviation aus Raymer	11455	4215

Die Methode nach **Torenbeek** und nach **Marckwardt** liefern zuverlässige Ergebnisse. Bei dem Verfahren nach **General Dynamics** sind die Abweichungen deutlich größer als die durchschnittlichen Abweichung.

6 Masse der Flugzeugsysteme

6.1 Gleichung aus Scholz 1998

Die Masse der installierten Systeme, m_{sys} wird nach folgender Gleichung berechnet

$$m_{sys} = K_{equip} \cdot m_{MTO} + 0.768 \cdot K_{F/C} \cdot m_{MTO}^{2/3} \quad (6.1)$$

Tabelle 6.1: Masse der Flugzeugsysteme nach Gl. 6.1 aus Scholz 1998

Flugzeuge	m_{MTO} [kg]	Masse der Flugzeugsysteme [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	24510	- 2,3
A330-200	230000	20937	-
A320-200	73500	9271	+ 15,8

m_{SYS}	Masse der Systeme in kg
$k_{EQUIP} = 0.08$	einmotoriges Propellerflugzeug
$k_{EQUIP} = 0.11$	zweimotoriges Propellerflugzeug
$k_{EQUIP} = 0.13$	strahlgetriebenes Schulflugzeug (<i>jet trainer</i>)
$k_{EQUIP} = 0.14$	Kurzstrecken-Transportflugzeug
$k_{EQUIP} = 0.11$	Mittelstrecken-Transportflugzeug
$k_{EQUIP} = 0.08$	Langstrecken-Transportflugzeug
m_{MTO}	maximale Startmasse in kg
$k_{F/C} = 0.23$	für Flugzeuge mit einfacher Flugsteuerung
$k_{F/C} = 0.44$	für Transportflugzeuge mit manueller Flugsteuerung
$k_{F/C} = 0.64$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundär-energie(z.B. Hydraulik) und Landeklappenantrieb
$k_{F/C} = 0.74$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung - einschließlich Spoilern – mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappenantrieb
$k_{F/C} = 0.77$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundär-energie (z.B. Hydraulik) und Landeklappen- und Vorflügelantrieb
$k_{F/C} = 0.88$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung - einschließlich Spoilern – mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappen- und Vorflügelantrieb

Anmerkung zu Gleichung (6.1):

- **Torenbeek 1988** unterscheidet zwischen Ausrüstung (*equipment*) und Flugsteuerung (*surface controls*). Hier sind beide Gruppen in einer Berechnungsgleichung zusammengefaßt worden und ergeben das Gewicht der Flugzeugsysteme (*aircraft systems*).

- Es soll hier angenommen werden, daß die **Gleichung 6.1** auch die Masse der Ausrüstung und Besatzung (\Rightarrow *standard and operational items*) enthält. Eine Addition der hier dargestellten Gruppenmassen liefert dann die Betriebsleermasse m_{OE} , aus **Scholz 1998**.

6.2 Verfahren nach Marckwardt

Liste der Formelzeichen

D_R	Rumpfdurchmesser in [m]
EE	Elektrik und Elektronik
KE	Klimaanlage und Enteisungssystem
L_R	Rumpflänge in [m]
m_A	Abflugmasse in [kg]
m_{Hy}	Masse der Hydraulik
So	Sonstiges

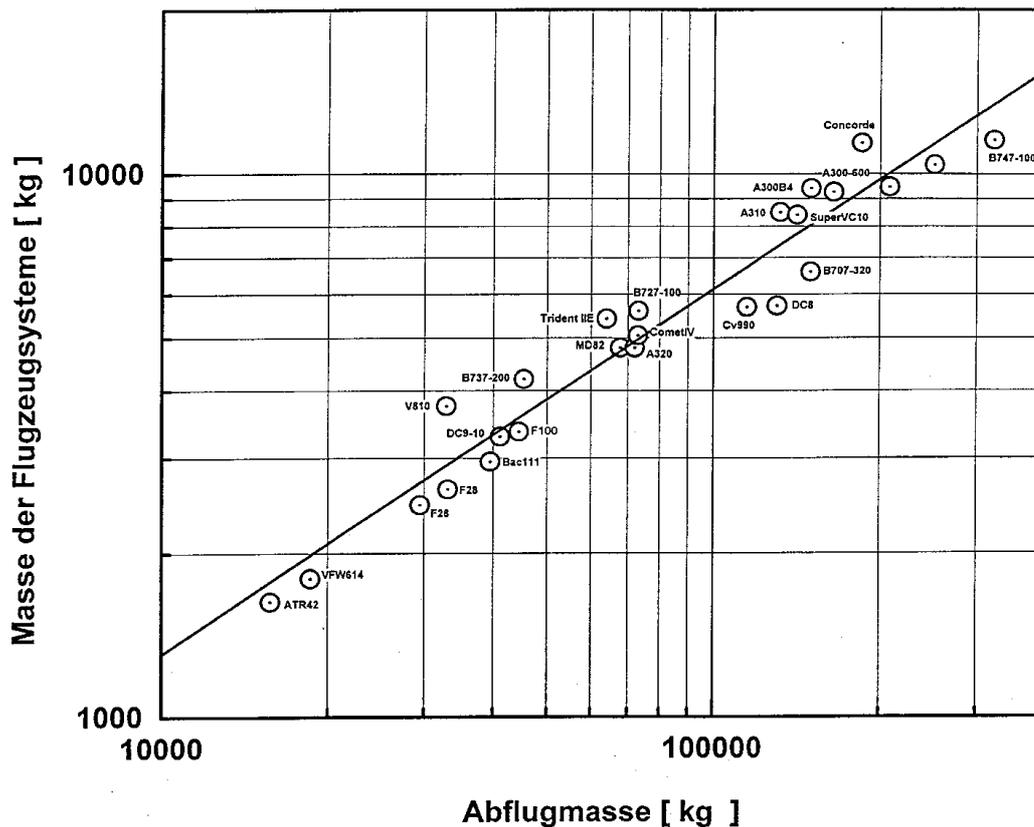


Bild 6.1 Abschätzung der Masse der Flugzeugsysteme (Flugsteuerung, entspricht Gl. 6.2) nach **Marckwardt 1997**

Tabelle 6.2: Flugzeugsysteme (Flugsteuerung) nach **Bild. 6.1**, aus **Marckwardt 1997**

Flugzeuge	m_{TO} [kg] *	Masse der Flugzeugsysteme [kg] (Flugsteuerung)
A340-300	271000	12500
A330-200	230000	10500
A320-200	73500	4900

* aus EADS 2000

Flugzeugsysteme Teil 1

Hier folgt die allgemeine Gleichung, mit der die Masse der Flugzeugsysteme berechnet werden kann:

$$m_{\text{sys}t} = 2.71 \cdot m_A^{0.671} \quad (6.2)$$

Tabelle 6.3: Masse der Flugzeugsysteme nach **Gl. 6.2**, aus **Marckwardt 1997**

Flugzeuge	m_{TO} [kg]	Masse der Flugzeugsysteme Teil 1 [kg]
A340-300	271000	11981
A330-200	230000	10732
A320-200	73500	4992

Flugzeugsysteme Teil 2

$$m_{\text{sys}t} = m_{EE} + m_{KE} + m_{HY} + m_{SO} \quad (6.3)$$

Tabelle 6.4: Masse der Flugzeugsysteme nach **Gl. 6.3**, aus **Marckwardt 1997**

Flugzeuge	m_{SO} [kg]	m_{HY} [kg]	m_{KE} [kg]	m_{EE} [kg]	Masse der Flugzeugsysteme Teil 2 [kg]
A340-300	5009	2465	1784	2979	12237
A330-200	4456	2105	1662	2777	11001
A320-200	1976	704	821	1371	4872

Die Summe aus Flugzeugsysteme **Teil 1** und **Teil 2**, ergibt die gesamte Masse der Flugzeugsysteme.

Tabelle 6.5: Masse der Flugzeugsysteme **Teil 1** und **Teil 2**, aus **Marckwardt 1997**

Flugzeuge	Gesamte Masse der Flugzeugsysteme [kg]	Abweichung [%]
A340-300	24218	- 3,5
A330-200	21733	-
A320-200	9864	+ 23,3

$$m_{EE} = 15.2 \cdot (D_R \cdot L_R)^{0.9} \quad (6.4)$$

$$m_{KE} = 9.1 \cdot (D_R \cdot L_R)^{0.9} \quad (6.5)$$

$$m_{HY} = 0.015 \cdot m_A^{0.96} \quad (6.6)$$

$$m_{So} = 0.67 \cdot m_A^{0.713} \quad (6.7)$$

6.3 Gleichungen aus Roskam

In diesem Werk (**Roskam 1989**) befindet sich keine allgemeine Gleichung zur Ermittlung der Masse der Flugzeugsysteme. Hier werden die einzelnen Komponenten getrennt betrachtet. In diesem Werk werden zahlreiche Methode aus anderen Quelle wiedergegeben. Roskam bezieht seine Daten aus einer großen Zahl verschiedener Veröffentlichungen, wie zum Beispiel Gleichungen aus Torenbeek, aus General Dynamics oder aus Cessna. Zu den Massen der Flugzeugsysteme, werden in diesem Werk, folgende Komponenten betrachtet.

- Flugzeugsteuerungssystem W_{fc}
- Instrumenten, Avionik und Elektronik W_{iae}
- Klimaanlage, Druckregler, Anti- und Enteisungssystem W_{api}
- Sauerstoffsystem W_{ox}
- Elektrisches System W_{els}
- Hydraulik- und Pneumatiksystem W_{hps}
- Ausrüstung W_{ops}

6.3.1 Flugzeugsteuerungssystem aus Roskam

6.3.1.1 Allgemeine Flugzeuge (*General Aviation Airplanes*)

6.3.1.1.1 Gleichungen nach USAF

Für Flugzeuge mit manueller Flugsteuerung (*un-powered Flight Controls*)

$$W_{fc} = 1.066 \cdot m_{TO}^{0.626} \quad (6.8)$$

Für Flugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik), gilt die Gleichung 6.9. Mit dieser Gleichung kann die Masse der Flugsteuerung ermittelt werden. Die hier ermittelte Werte sind aber zu hoch in Vergleich mit den tatsächlichen Werte.

$$W_{fc} = 1.08 \cdot m_{TO}^{0.7} \quad (6.9)$$

Tabelle 6.6: Masse der Flugsteuerung nach **USAF** aus **Roskam1989**

Flugzeuge	m_{TO} [kg] *	Gesamte Masse der Flugsteuerung [kg]
A340-300	271000	5414
A330-200	230000	4827
A320-200	73500	2172

* aus **EADS 2000** m_{TO} Startgewicht in lbs**6.3.1.1.2 Gleichung nach Torenbeek aus Roskam**

$$W_{fc} = 0.23 \cdot m_{TO}^{2/3} \quad (6.10)$$

Diese Gleichung gilt für Flugzeuge mit manueller Flugsteuerung (*un-powered Flight Controls*) und nicht doppelte Flugsteuerung (*Flight Controls*). Diese Gleichung findet man auch in dem Werk, was Torenbeek (**Torenbeek 1988**) selbst geschrieben hat.

6.3.1.2 Kommerzielle Transportflugzeuge**6.3.1.2.1 Gleichung nach General Dynamics aus Roskam**

Die unten geschriebene Gleichung gilt sowohl für *business* Jets als auch für kommerzielle Transportflugzeuge.

$$W_{fc} = 56.01 \cdot \left(\frac{m_A \cdot q_D}{100000} \right)^{0.576} \quad (6.11)$$

Tabelle 6.7: Masse der Flugsteuerung nach **General Dynamics** aus **Roskam1989**

Flugzeuge	m_A [kg] ²	q_D [psf] *	Masse der Flugsteuerung [kg]
A340-300	271000	2280	6113
A330-200	230000	2280	5562
A320-200	73500	2101	2750

² aus **EADS 2000*** wurde ausgerechnet: mit $q_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$ q_D dynamischer Druck in [Psf]

6.3.1.2.2 Gleichung nach Torenbeek aus Roskam

$$W_{fc} = K_{fc} \cdot m_{TO}^{2/3} \quad (6.12)$$

Tabelle 6.8: Masse der Flugsteuerung nach Torenbeek aus Roskam 1989

Flugzeuge	m_{TO} [kg]	Masse der Flugsteuerung [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	2059	+ 18,1
A330-200	230000	1846	-
A320-200	73500	863	+ 9,8

$K_{fc} = 0.44$ für Flugzeuge mit manueller Flugsteuerung (*un-powered Flight Controls*) und nicht doppelte Flugsteuerung (*Flight Controls*).

$K_{fc} = 0.64$ für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik).

Diese Gleichung unterscheidet sich nicht, von der was Torenbeek selbst geschrieben hat.

6.3.2 Hydraulisches Systems

Es ist möglich, daß die Masse des hydraulischen Systems schon bei der Masse der Flugsteuerung berücksichtigt ist. Zur Berechnung der Masse des hydraulischen Systems wird folgende Gleichungen verwendet:

Für business Jets gilt,

$$W_{hs} = 0.0070 \quad \text{bis} \quad 0.0150 \cdot W_{TO} \quad (6.13)$$

und für regionale Propellerflugzeuge gilt:

$$W_{hs} = 0.0060 \quad \text{bis} \quad 0.0120 \cdot W_{TO} \quad (6.14)$$

Für kommerzielle Transportflugzeuge:

$$W_{hs} = 0.0060 \quad \text{bis} \quad 0.0120 \cdot W_{TO} \quad (6.15)$$

Tabelle 6.9: Masse des Hydraulischen Systems nach Gl. 6.15 aus Roskam 1989

Flugzeuge	m_{TO} [kg]	Masse des hydraulischen Systems [kg]
A340-300	271000	1626 bis 3252
A330-200	230000	1380 bis 2760
A320-200	73500	441 bis 882

Für Militärflugzeuge gilt die folgende Gleichung.

$$W_{hs} = 0.0060 \quad \text{bis} \quad 0.0120 \cdot W_{TO} \quad (6.16)$$

6.3.3 Elektrisches System

6.3.3.1 Allgemeine Flugzeuge (General Aviation Airplanes)

6.3.3.1.1 Cessna Methode

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

$$W_{els} = 0.0268 \cdot W_{TO} \quad (6.17)$$

6.3.3.1.2 USAF Methode

In diesem Fall ist die Masse des elektrischen System in Abhängigkeit von der Masse des Treibstoffsystems, der Instrumenten, der Avionik und der allgemeinen Elektronik.

$$W_{els} = 426 \cdot \left(\frac{W_{fs} + W_{iae}}{1000} \right)^{0.51} \quad (6.18)$$

Tabelle 6.10: Masse des elektrischen Systems nach USAF aus Roskam 1989

Flugzeuge	W_{fs} [kg] *	W_{iae} [kg] ²	Masse des elektrischen Systems [kg]	Abweichung [%] (<i>electrical Generation</i>)
A340-300	1165	2606	569,1	+ 25,6
A330-200	1119	2419	550,9	-
A320-200	389	1118	356,4	- 0,72

* nach der Gleichung 6.63 aus **Raymer 1992**

² nach der Gleichung 6.27 von **Torenbeek** aus **Roskam 1989**

W_{fs} Masse des Treibstoffsystems (*fuel system*) in lbs

W_{iae} Masse der Instrumenten, Avionik und der allgemeinen Elektronik in lbs

6.3.3.1.3 Methode nach Torenbeek

$$W_{hps} + W_{els} = 0.0078 \cdot (W_e)^{1.2} \quad (6.19)$$

Tabelle 6.11: Elektrisches, hydraulisches und pneumatisches Systems nach **Torenbeek** aus-
Roskam 1989

Flugzeuge	W_e [kg] *	$W_{hps} + W_{els}$ [kg]
A340-300	129850	12499
A330-200	120200	11393
A320-200	41310	3162

* aus **Arnold 2001**

W_{hps} Masse von Hydraulik- und Pneumatiksystem in lbs

W_e Flugzeugleergewicht in lbs

6.3.3.2 Kommerzielle Transportflugzeuge

6.3.3.2.1 Methode nach General Dynamics

Hier wird eine ähnliche Formel wie die von **USAF** angewandt.

$$W_{els} = 1163 \cdot \left(\frac{W_{fs} + W_{iae}}{1000} \right)^{0.506} \quad (6.20)$$

Tabelle 6.12: Masse des elektrischen Systems nach **General Dynamics** aus **Roskam 1989**

Flugzeuge	W_{fs} [kg] *	W_{iae} [kg] ²	Masse des elektrischen Systems [kg]	Abweichung [%] (electrical Distribution)
A340-300	1165	2606	1541	- 23,8
A330-200	1119	2419	1492	-
A320-200	389	1118	968	- 7,0

Die Gleichung 6.20 liefert wesentlich höhere Werte als die Gleichung 6.18. Es handelt sich hier bestimmt um die Masse der elektrischen Verteilung (*Electrical Distribution*), und Gleichung 6.18 liefert die elektrische Erzeugung (*Electrical Generation*).

W_{fs} Masse des Treibstoffsystems (*fuel system*) in lbs

W_{iae} Masse der Instrumenten, Avionik und der Elektronik in lbs

6.3.3.2 Methode nach Torenbeek

Für Propellerflugzeuge:

$$W_{hps} + W_{els} = 0.325 \cdot (W_e)^{0.8} \quad (6.21)$$

$$W_{els} = 10.8 \cdot V_{Pax}^{0.7} \cdot (1 - 0.018 \cdot V_{Pax}^{0.35}) \quad (6.22)$$

W_{hps} Masse des Hydraulik- und Pneumatiksystems in [lbs]

W_E Flugzeugleergewicht in [lbs]

V_{Pax} Volumen der Kabine in [ft³]

6.3.4 Instrumenten, Avionik und allgemeine Elektronik

In diesem Kapitel werden Gleichungen, die für moderne EFIS-Cockpit gedacht sind, ausgeführt.

6.3.4.1 Allgemeine Flugzeuge (General Aviation Airplanes)

6.3.4.1.1 Methode nach Torenbeek

Die unten angegebenen Gleichungen sind nur für Propellerflugzeuge anzuwenden:

Für einmotoriges Propellerflugzeug gilt die folgende Gleichung,

$$W_{iae} = 33 \cdot N_{Pax} \quad (6.23)$$

Und für sonstiges Propellerflugzeug gilt:

$$W_{iae} = 40 + 0.008 \cdot W_{TO} \quad (6.24)$$

N_{PAX} Anzahl der Passagiere inklusive Crew.

6.3.4.2 Kommerzielle Transportflugzeuge

6.3.4.2.1 Methode nach General Dynamics

Hier ist eine allgemeine Gleichung zur Ermittlung der Masse.

$$W_i = N_{Pil} \cdot \left(15 + 0.032 \cdot \frac{W_{TO}}{1000} \right) + N_e \cdot \left(5 + 0.006 \cdot \frac{W_{TO}}{1000} \right) + 0.15 \cdot \frac{W_{TO}}{1000} + 0.012 \cdot W_{TO} \quad (6.25)$$

flight instrument engine instrument other instruments

Tabelle 6.13: Massen der Instrumenten nach **General Dynamics** aus **Roskam 1989**

Flugzeuge	W_{TO}^2 [kg]	N_{Pil} *	Masse der Instrumenten [kg]
A340-300	271000	2	3339
A330-200	230000	2	2830
A320-200	73500	2	917

* aus **Endres 2000**

² aus **EADS 2000**

N_{Pil} Anzahl der Piloten

6.3.4.2.2 Methode nach Torenbeek

Für regionale Maschine gilt:

$$W_{iae} = 120 + 20 \cdot N_e + 0.006 \cdot W_{TO} \quad (6.26)$$

Und für Jets gilt folgende Gleichung:

$$W_{iae} = 0.575 \cdot (W_e)^{0.556} \cdot R^{0.25} \quad (6.27)$$

Tabelle 6.14: Masse der Instrumenten, Avionik und Elektronik nach **Torenbeek** aus **Roskam 1989**

Flugzeuge	W_e * [kg]	R^2 [km]	Masse der Instrumenten [kg]
A340-300	129850	13500	2606
A330-200	120200	11900	2419
A320-200	41310	5830	1118

* aus **Arnold 2001**

² aus **EADS 2000**

- N_e Anzahl der Triebwerken
 W_E Flugzeugleergewicht in lbs
 R Maximale Reichweite in *miles (Nautical)*

6.3.5 Klimaanlage, Druckregler, Anti- und Enteisungssystem

6.3.5.1 Allgemeine Flugzeuge (*General Aviation Airplanes*)

6.3.5.1.1 Methode nach USAF

$$W_{api} = 0.265 \cdot W_{TO}^{0.52} \cdot N_{Pax}^{0.68} \cdot W_{iae}^{0.17} \cdot M_D^{0.08} \quad (6.28)$$

Bei der Ermittlung der Massen mit Hilfe dieser Gleichung, wurde festgestellt, daß diese Gleichung falsche Ergebnisse liefert.

- N_{PAX} Anzahl der Passagiere inklusive Crew.
 M_D Sturzflugmachzahl

6.3.5.2 Kommerzielle Transportflugzeuge

6.3.5.2.1 Methode nach General Dynamics

Nur bei Druckkabine (*pressure cabin*) anwendbar.

$$W_{api} = 469 \cdot \left(V_{Pax} \cdot \frac{N_{CR} + N_{PAX}}{10000} \right)^{0.419} \quad (6.29)$$

Tabelle 6.15: Masse der W_{api} nach **General Dynamics** aus **Roskam1989**

Flugzeuge	V_{PAX} [m ³] *	N_{PAX} ²	N_{CR} ³	W_{api} [kg]
A340-300	556	295	12	3133
A330-200	506	293	12	2981
A320-200	152	150	9	1373

² aus **EADS 2000**

³ aus **Kreuzer 1999**

* ausgerechnet, mit $\frac{P}{4} \cdot d_R^2 \cdot L_{Kabinen} \cdot 45\%$

V_{PAX} Volumen der Kabine in [ft³]

N_{CR} Anzahl der Crew

6.3.5.2.2 Methode nach Torenbeek

Nur bei Druckkabine (*pressure cabin*) anwendbar.

$$W_{api} = 6.75 \cdot l_{PAX}^{1.28} \quad (6.30)$$

Tabelle 6.16: Masse der W_{api} nach **Torenbeek** aus **Roskam1989**

Flugzeuge	l_{pax} [m] *	W_{api} [kg]
A340-300	50,35	2113
A330-200	45,5	1830
A320-200	27,51	975

* aus **Pschirus 1999**

l_{PAX} Kabinenlänge in ft

6.3.6 Masse des Sauerstoffsystems

6.3.6.1 Kommerzielle Transportflugzeuge

6.3.6.1.1 Methode nach General Dynamics

Mit der unten stehenden Gleichung kann die Masse des Sauerstoffsystems ermittelt werden.

$$W_{OX} = 7 \cdot (N_{CR} + N_{PAX})^{0.702} \quad (6.31)$$

Tabelle 6.17: Masse der W_{ox} nach **General Dynamics** aus **Roskam1989**

Flugzeuge	N_{CR} *	N_{PAX} ²	W_{ox} [kg]
A340-300	12	295	390,0
A330-200	12	293	388,2
A320-200	9	150	245,7

* aus **Kreuzer 1999**

² aus **EADS 2000**

N_{PAX} Anzahl der Passagiere

N_{CR} Anzahl der Crew

6.3.6.1.2 Methode nach Torenbeek aus Roskam 1989

Für Flüge unter 25000 ft gilt:

$$W_{OX} = 20 + 0.5 \cdot N_{PAX} \quad (6.32)$$

Für Flüge über 25000 ft gilt:

$$W_{OX} = 30 + 1.2 \cdot N_{PAX} \quad (6.33)$$

Tabelle 6.18: Masse der W_{ox} nach **Torenbeek** aus **Roskam1989**

Flugzeuge	N_{pax}	W_{ox} [kg]
A330-200	293	381,6
A320-200	150	210

Die hier ermittelte Massen des Sauerstoffsystems sind für die allgemeine Versorgung in der Kabine.

Und für Transatlantikflüge gilt die unten stehende Gleichung:

$$W_{OX} = 40 + 2.4 \cdot N_{PAX} \quad (6.34)$$

Tabelle 6.19: Masse der W_{ox} nach **Torenbeek** aus **Roskam1989**

Flugzeuge	N_{pax}	W_{ox} [kg]
A340-300	295	748

Tabelle 6.19 zeigt die Masse des Sauerstoffsystems einer A340-300.

6.3.7 Masse der Einrichtungen (*Furnishings*)

Zu der Einrichtung (*Furnishings*) gehören unter andern folgendes:

Seats, insulation, Trim Panels, Sound proofing, instrument panels, control stands, lighting and wiring.

Galley (pantry) structure and provisions.

Lavatory (Toilet) and associated systems.

Overhead luggage containers, hatracks, wardrobes.

Escape provisions, fire fighting equipment

6.3.7.1 Allgemeine Flugzeuge (*General Aviation Airplanes*)

6.3.7.1.1 Methode nach Cessna

$$W_{fur} = 0.412 \cdot N_{Pax}^{1.145} \cdot W_{TO}^{0.489} \quad (6.35)$$

Mit der oben genannten Gleichung wird die Masse der Einrichtung von kleinen Flugzeuge ermittelt.

N_{PAX} Anzahl der Passagiere inklusive Crew.

6.3.7.1.2 Methode nach Torenbeek

Diese Gleichung gilt nur für Einmotorige Flugzeuge:

$$W_{fur} = 5 + 13 \cdot N_{row} \quad (6.36)$$

N_{row} Anzahl der Sitzreihe

Für Flugzeuge mit mindestens zwei Triebwerken gilt:

$$W_{fur} = 15 \cdot N_{PAX} + 1.0 \cdot V_{PAX+CARGO} \quad (6.37)$$

Tabelle 6.20: Masse der W_{fur} nach Torenbeek aus Roskam1989

Flugzeuge	N_{pax}	$V_{PAX+CARGO}$ [m ³]	W_{fur} [kg]	Abweichung [%]
A340-300	307	729	5334	- 25,1
A330-200	305	642	5217	-
A320-200	159	191	2576	+ 7,6

N_{PAX} Anzahl der Passagiere inklusive Crew.

$V_{PAX+CARGO}$ Kabinenvolumen und Frachtvolumen, wurden hier in ft³ eingesetzt.

6.3.7.2 Kommerzielle Transportflugzeuge

6.3.7.2.1 Methode nach General Dynamics

Nur bei Druckkabine (*pressure cabin*) anwendbar.

$$W_{fur} = 55 \cdot N_{fdc} + 32 \cdot N_{PAX} + 15 \cdot N_{CC} + K_{lav} \cdot N_{Pax}^{1.33} + K_{buf} \cdot N_{Pax}^{1.12} + 109 \cdot \left(N_{Pax} \cdot \frac{1 + p_C}{100} \right)^{0.505} + 0.771 \cdot \frac{W_{TO}}{1000} \quad (6.38)$$

Tabelle 6.21: Masse der W_{fur} nach **General Dynamics** aus **Roskam1989**

Flugzeuge	N_{pax}	PC [psi] *	W_{fur} [kg]	Abweichung [%]
A340-300	295	10,15	7385	+ 3,7
A330-200	293	10,15	7278	-
A320-200	150	10,15	2762	+ 15,3

* $PC = 70000$ Pa umgerechnet in [psi] = 10,5

Die Masse der Einrichtungen variiert mit dem Flugzeugtyp und Art des Einsatzes.

K_{lav} = 3.90 für business Flugzeuge
 = 0.31 für Flugzeuge mit niedriger Reichweite
 = 1.11 für Langstreckenflugzeuge

K_{buf} = 1.02 für Flugzeuge mit niedriger Reichweite
 = 5.68 für Langstreckenflugzeuge

P_C maximaler Kabinendruck in [PSI]

N_{fdc} Anzahl der Crewflugdeck (bei A340-300 sind es 2)

N_{CC} Anzahl der Crewmitgliedern

N_{CR} Anzahl der Crew

6.3.7.2.2 Methode nach Torenbeek

$$W_{fur} = 0.211 \cdot (W_{TO} - W_F)^{0.91} \quad (6.39)$$

Tabelle 6.22: Masse der W_{fur} nach **Torenbeek** aus **Roskam1989**

Flugzeuge	W_{TO} [kg] *	W_F [kg] ²	W_{fur} [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	113125	10564	+ 48
A330-200	23000	70786	10646	-
A320-200	73500	17940	4084	70

* aus **EADS 2000**

² aus **Arnold 2001**

W_F Treibstoffmasse in lbs

Wie aus der **Tabelle 6.22** zu erkennen ist, kann hier keine zuverlässige Masse der Einrichtung errechnet werden. Die Abweichungen sind in diesem Fall recht hoch.

6.4 Gleichungen aus dem luftfahrttechnischen Handbuch

In diesem Werk gibt es auch keine allgemeine Gleichung zur Berechnung der Masse der Flugzeugsysteme. Hier werden unter andern folgende Punkte behandelt.

- Steuerwerksanlage mit Hydraulik- bzw. Pneumatikanlage
- Instrumenten und Navigationsanlage
- Elektrische Anlage
- Elektronische Anlage
- Ausstattung und Einrichtung
- Klima- und Enteisungsanlage

6.4.1 Steuerwerksanlage mit Hydraulik- bzw. Pneumatikanlage

6.4.1.1 Verfahren von R. Ertinger (IABG/WTT)

Zivil-Transporter:

$$m_{STW} = 0.0377 \cdot m_E^{0.975} \quad (6.40)$$

Tabelle 6.23: Masse der Steuerwerksanlage nach R. Ertinger aus LTH 1981

Flugzeuge	m_E [kg] *	W_{STW} [kg]
A340-300	129850	3647
A330-200	120200	3383
A320-200	41310	1194

* Leergewicht aus EADS 2000

Für Militär- Transporter gilt:

$$m_{STW} = 0.262 \cdot m_E^{0.769} \quad (6.41)$$

6.4.2 Elektronische Anlage

6.4.2.1 Verfahren von R. Ertinger (IABG/WTT)

$$m_{\text{Elektro}} \leq [1 - 1.07^{-A} - 1.117^{-A} + 1.195^{-A}] \cdot 1600 \cdot (m_{\text{max}} \cdot 10^{-3})^{0.019} \quad (6.42)$$

Mit der **Gleichung 6.42** kann die Masse der elektronischen Anlage berechnet werden.

Tabelle 6.24: Masse von elektronischer Anlage nach **H. L. Roland** aus **LTH 1981**

Flugzeuge	A	m_{max} [kg]	$m_{\text{ELEKTRONIK}}$ [kg]
A340-300	271	271000	1780
A330-200	230	230000	1774
A320-200	73,5	73500	1724

$$A = m_{\text{max}} \cdot 10^{-3} \quad (6.43)$$

6.4.2.2 Verfahren von MAUCH/GEBEL (Fa. Dornier) aus LTH 1981

$$m_{\text{Elektro}} = K_E \cdot (m_{\text{max}} \cdot 10^{-3})^{EX} \quad (6.44)$$

Tabelle 6.25: Masse von elektronischer Anlage nach **Mauch/Gebel** aus **LTH 1981**

Flugzeuge	m_{max} [kg]	$m_{\text{ELEKTRONIK}}$ [kg]
A340-300	271000	1271
A330-200	230000	1161
A320-200	73500	618

Transportflugzeuge:

Kurzstreckenflugzeuge:

$$K_E = 17.63 \quad EX = 0.726$$

Mittelstreckenflugzeuge:

$$K_E = 20.24 \quad EX = 0.898$$

Langstreckenflugzeuge:

$$K_E = 13.15 \quad EX = 0.899$$

Passagierflugzeuge:

$$K_E = 57.37 \quad EX = 0.553$$

6.5 Gleichungen nach Raymer

6.5.1 Cargo/Transport Weights

Liste der Formelzeichen

B_w	= Spannweite in [ft]
K_r	= 1,33 für bewegliche (lenkbare) Triebwerke, sonst 1,0
K_{tp}	= 0,793 für Propellerflugzeuge, sonst 1,0
L_f	= Rumpflänge in [ft]
N_C	= Anzahl der Crewmitglieder
N_{en}	= Anzahl der Triebwerke
N_t	= Anzahl der Tanks
S_f	= Rumpfoberfläche in [ft ²]
V_i	= Volumen des Mitteltanks in [gallon]
V_t	= Volumen des gesamten Treibstoffs in [gallon]
W_C	= Maximale Frachtmasse in [lb]
W_{dg}	= Leergewicht in [lb]
W_{UAV}	= Masse der uninstallierte Avionik. Werte liegt zwischen 800 und 1400 lb, (Raymer 1992)

Hier wird die Masse der Flugzeugsysteme auch nicht mit einer allgemeinen Gleichung ermittelt. Hier werden unter andern folgende Punkte behandelt.

- Flugzeugsteuerungssystem W_{fc}
- Instrumenten, Bordelektronik und Elektronik $W_{instruments}$
- Klimaanlage, Druckregler, Anti- und Enteisierungssystem W_{api}
- Sauerstoffsystem W_{ox}
- Elektrisches System W_{els}
- Hydraulik- und Pneumatiksystem W_{hps}
- Einrichtung W_{fur}

$$W_{\substack{flight \\ controls}} = 145.9 \cdot (1 + N_m / N_f)^{-1.0} \cdot S_{cs}^{0.20} \cdot (I_y \cdot 10^{-6})^{0.07} \quad (6.47)$$

$$W_{instruments} = 4.506 \cdot K_r \cdot K_{tp} \cdot N_c^{0.541} \cdot N_{en} (L_f + B_w)^{0.5} \quad (6.48)$$

Tabelle 6.26: Masse der Instrumenten nach Gl. 6.48 aus Raymer 1992

Flugzeuge	N_C	L_f [m]	B_w [m]	Masse der Instrumenten [kg]
A340-300	12	62,47	60,3	766
A330-200	12	57,77	60,3	376
A320-200	9	37,57	34,1	250

Die Gleichung 6.50 liefert unzuverlässige Ergebnisse. Bei der Ermittlung der Masse nach Gleichung 6.49, wurde festgestellt, daß die Ergebnisse auch sehr unzuverlässig sind.

$$W_{hydraulics} = 0.2673 \cdot N_f \cdot (L_f + B_w)^{0.937} \quad (6.49)$$

$$W_{electrical} = 7.291 \cdot R_{KVA}^{0.782} \cdot L_a^{0.346} \cdot N_{gen}^{0.10} \quad (6.50)$$

$$W_{avionics} = 1.73 \cdot W_{UAV}^{0.983} \quad (6.51)$$

Tabelle 6.27: Masse der Avionik nach **Gl. 6.51** aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	W_{UAV} [lb] *	$W_{Avionik}$ [kg]
A340-300	1400	971
A330-200	1300	903
A320-200	1000	698

* gewählt (Laut **Raymer 1992** liegen die Massen der W_{UAV} zwischen 800 und 1400 lb)

$$W_{furnishings} = 0.0577 \cdot N_c^{0.1} \cdot W_c^{0.393} \cdot S_f^{0.75} \quad (6.52)$$

Tabelle 6.28: Masse der Einrichtung nach **Gl. 6.52** aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	S_f [m ²] *	W_c [kg]	N_c **	$M_{Einrichtung}$ [kg]	Abweichung [%]
A340-300	977,2	41360 ³	12	5772	- 18,9
A330-200	894	31000 ³	12	4821	-
A320-200	465	19200 ²	9	2377	- 0,75

* aus **Tabelle 2.2**

³ aus **EADS 2000**

² aus **Pschirus 1999**

** aus **Endres 2000**

Die Masse der Klimaanlage kann nach folgender Gleichung ermittelt werden.

$$W_{air\ conditioning} = 62.36 \cdot N_p^{0.25} \cdot (V_{Pr} / 1000)^{0.604} \cdot W_{uav}^{0.10} \quad (6.53)$$

Mit der folgenden Gleichung kann die Masse des Anti- und Enteistungssystems errechnet werden. Mit der **Gleichung 6.54** kann keine zuverlässige Masse errechnet werden. Die hier errechnete Werte sind zu hoch.

$$W_{anti-ice} = 0.002 \cdot W_{dg} \quad (6.54)$$

6.5.2 General-Aviation Weights

Mit den **Gleichungen 6.55** und **6.56** können die Massen des Treibstoffsystems ermittelt werden. Hier erfolgt nur das Beispiel für die **Gl. 6.56**, da nicht alle Daten von den Treibstofftanken vorhanden waren.

$$W_{fuel\ system} = 2.405 \cdot V_t^{0.606} \cdot (1 + V_i / V_t)^{-1.0} \cdot (1 + V_p / V_t) \cdot N_t^{0.5} \quad (6.55)$$

$$W_{fuel\ system} = 2.49 \cdot V_t^{0.726} \cdot \left(\frac{1}{1 + V_i/V_t} \right)^{0.363} \cdot N_t^{0.242} \cdot N_{en}^{0.157} \quad (6.56)$$

Tabelle 6.29: Masse der $W_{fuel\ system}$ nach **Gl. 6.56** aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	V_t [m ³] *	N_t	N_{en}	V_i [m ³]	Masse der Kraftstoffsystem [kg]	Abweichung [%]
A340-300	148,7	8	4	50 ²	1050	+ 28,4
A330-200	139,1	8	2	45 ²	997	-
A320-200	23,86	8	2	8,02 ³	249	- 13,2

* aus **EADS 2000**

² ausgewählt anhand Beispiel von A340-600

³ aus **Jane's 1992**

Bei der Ermittlung der Massen mit den folgenden Gleichungen, wurde festgestellt, daß die errechneten Massen recht ungenau sind.

$$W_{flight\ controls} = 0.053 \cdot L^{1.536} \cdot B_W^{0.371} \cdot (N_Z \cdot W_{dg} \cdot 10^{-4})^{0.80} \quad (6.57)$$

$$W_{hydraulics} = 0.001 \cdot W_{dg} \quad (6.58)$$

$$W_{electrical} = 12.57 \cdot (W_{fuel\ system} + W_{avionics})^{0.51} \quad (6.59)$$

Masse der Avionik wird nach folgender Gleichung ermittelt.

$$W_{avionics} = 2.117 \cdot W_{UAV}^{0.933} \quad (6.60)$$

Tabelle 6.30: Masse der Avionik nach **Gl. 6.60** aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	W_{UAV} [lb] *	$W_{Avionik}$ [kg]
A340-300	1400	827,4
A330-200	1300	772,2
A320-200	1000	604,5

* aus **Raymer 1992** (W_{UAV} Masse der uninstallierten Avionik., liegt zwischen 800 und 1400 lb laut **Raymer 1992**)

Mit der folgenden Gleichung kann die Masse der Einrichtung recht genau errechnet werden. Die Abweichungen sind niedrig.

$$W_{furnischungs} = 0.0582 \cdot W_{dg} - 65 \quad (6.61)$$

Tabelle 6.31: Masse der Einrichtung nach **Gl. 6.61** aus **Raymer 1992**

Flugzeuge	W_{dg} [kg] *	Einrichtung [kg]	Abweichung [%]
A340-300	129850	7492	+ 5,2
A330-200	120200	6931	-
A320-200	41310	2339	- 2,3

* aus **EADS 2000** W_{dg} Flugzeugleergewicht in [lb]

6.6 Masse der Flugzeugsysteme nach Torenbeek

Torenbeek 1988 unterscheidet zwischen Ausrüstung (*equipment*) und Flugsteuerung (*surface controls*). In diesem Werk, wird keine allgemeine Gleichung eingegangen, mit der die Masse der Flugzeugsysteme berechnet wird. Die gesamte Masse ist dann, die Summe von der Masse der Ausrüstung und der von Flugsteuerung.

6.6.1 Masse der Ausrüstung (*equipment*)

Für Flugzeuge mit mindestens zwei Triebwerke gilt die unten angegebene Gleichung:

$$W_{equip} = K_{equip} \cdot W_{TO} \quad (6.62)$$

Tabelle 6.32: Masse der Ausrüstung nach **Gl. 6.64** aus **Torenbeek 1988**

Flugzeuge	W_{TO} [kg]	Masse der Ausrüstung [kg]
A340-300	271000	21680
A330-200	230000	18400
A320-200	73500	8085

W_{equip} Masse der Ausrüstung (*equipment*) in **kg**,
 $k_{EQUIP} = 0.08$ einmotoriges Propellerflugzeug
 $k_{EQUIP} = 0.11$ zweimotoriges Propellerflugzeug
 $k_{EQUIP} = 0.13$ strahlgetriebenes Schulflugzeug (*jet trainer*)
 $k_{EQUIP} = 0.14$ Kurzstrecken-Transportflugzeug
 $k_{EQUIP} = 0.11$ Mittelstrecken-Transportflugzeug
 $k_{EQUIP} = 0.08$ Langstrecken-Transportflugzeug
 W_{MTO} maximale Startmasse in **kg**

6.6.2 Flugsteuerung

$$W_{SC} = 0.768 \cdot K_{SC} \cdot W_{TO}^{2/3} \quad (6.63)$$

Tabelle 6.33: Masse der Flugsteuerung nach Gl. 6.65 aus Torenbeek 1988

Flugzeuge	W_{TO} [kg]	Masse der Flugsteuerung [kg]	Masse der Flugzeugsysteme [kg]	Abweichung [%]
A340-300	271000	2830	24510	- 2,3
A330-200	230000	2537	20937	-
A320-200	73500	1186	9271	+ 15,8

W_{SC}	Masse der Flugsteuerung in kg
$K_{SC} = 0.23$	für Flugzeuge mit einfacher Flugsteuerung
$k_{SC} = 0.44$	für Transportflugzeuge mit manueller Flugsteuerung
$k_{SC} = 0.64$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappenantrieb
$k_{SC} = 0.74$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung - einschließlich Spoilern – mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappenantrieb,
$k_{SC} = 0.77$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappen- und Vorflügelantrieb,
$k_{SC} = 0.88$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung - einschließlich Spoilern – mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappen- und Vorflügelantrieb.

6.6.3 Weitere Gleichungen zur Ermittlung der Massen der Flugzeugsysteme, aus Torenbeek

Mit den folgenden Gleichungen, lassen sich die Massen der Flugzeugsystembestandteile er rechnen. Einige Bestandteile der Flugzeugsysteme wurden bereits in **Kapitel 6.3** behandelt (Verfahren nach Torenbeek aus dem Werk von Roskam).

Zunächst folgt die Gleichung, mit der das Cockpitsystem errechnet werden kann.

$$W_{cpit} = 0.046 \cdot W_{TO}^{3/4} \quad (6.64)$$

Tabelle 6.34: Masse des Cockpitsystems nach Gl. 6.64 aus Torenbeek 1988

Flugzeuge	W_{TO} [kg]	Masse des Cockpitsystems [kg]
A340-300	271000	546,4
A330-200	230000	483,1
A320-200	73500	205,3

Dann folgt die Gleichung für die Ermittlung der automatischen Fluginstrumenten (*Automatik Pilot*).

$$W_{\text{Autopilot}} = 9 \cdot W_{TO}^{1/5} \quad (6.65)$$

Tabelle 6.35: Masse des Automatischen Systems nach **Gl. 6.65** aus **Torenbeek 1988**

Flugzeuge	W_{TO} [kg]	Masse des Cockpitsystems [kg]	Abweichungen [%]
A340-300	271000	109,86	+ 64,0
A330-200	230000	106,31	-
A320-200	73500	84,63	-15,4

Die Masse des Treibstoffsystems wird, wie folgt ermittelt.

$$W_{FS} = 0,9184 \cdot V_{ft}^{0,60} \quad (6.66)$$

Tabelle 6.36: Masse des Treibstoffsystems nach **Gl. 6.66** aus **Torenbeek 1988**

Flugzeuge	V_{ft} [Liter] *	Masse des Treibstoffsystems [kg]	Abweichungen [%]
A340-300	148700	1165	+ 42,4
A330-200	139100	1119	-
A320-200	23860	389	+ 35,5

* aus **EADS 2000**

V_{ft} ist das gesamte Treibstoffstankvolumen in Liter

Die Masse der Hydraulik und Pneumatik wird, wie folgt errechnet.

Diese Gleichung gilt nicht für Flugzeuge mit manueller Steuerung.

$$W_{\text{Pneumatik+Hydraulik}} = 0,011 \cdot W_{DE} + 181 \quad (6.67)$$

Tabelle 6.37: Masse der Hydraulik und Pneumatik aus **Torenbeek 1988**

Flugzeuge	W_{DE} [kg]	Masse des Treibstoffsystems [kg]
A340-300	129000	1609
A330-200	120000	1503
A320-200	41300	635

W_{DE} ist die Flugzeugleergewicht in kg

6.7 Masse der Flugzeugsysteme nach Boeing

In diesem Werk gibt es auch keine allgemeine Gleichung zur Berechnung der Masse der Flugzeugsysteme. Hier werden unter andern folgende Punkte behandelt.

- Instrumenten, Avionik und Elektronik
- Klimaanlage, Druckregler, Anti- und Enteistungssystem
- Sauerstoffsystem
- Elektrisches System
- Hydraulik- und Pneumatiksystem

Zur Ermittlung der Masse der Flugzeugsysteme werden hier die **Bilder A6.1 bis A6.8** benötigt. Die Ergebnisse werden hier in Tabellen veranschaulicht.

Tabelle 6.38: Masse der Instrumenten nach **Bild A6.1** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	W_{TO} [kg] ²	W_{TO} [lb]	Masse der Instrumenten [kg]	Abweichung [%] *
A340-300	271000	597440	431	- 18,7
A330-200	230000	507000	408	-
A320-200	73500	162000	303	- 30,0

² aus **EADS 2000**

* in Vergleich mit den Zahlen von Ergebnisse aus **Gl.** von Torenbeek 1988

Tabelle 6.39: Masse der Steuerung nach **Bild A6.2** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	b [m] ²	Masse der Steuerung [kg]
A340-300	60,3	2177
A330-200	60,3	2177
A320-200	34,1	1089

² aus **EADS 2000**

In **Tabelle 6.40** werden die Massen der Hydraulik veranschaulicht: Diese Massen sind aber abhängig von der Anzahl der Funktionen. Wenn die Anzahl der Funktionen nicht bekannt sind, wird keine Ergebnisse erzielt.

Tabelle 6.40: Masse der Hydraulik nach **Bild A6.3** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	W_{TO} [lb]	Masse der Hydraulik [kg]
A340-300	597440	100 lb/ Funktion
A330-200	507000	92 lb/ Funktion
A320-200	162000	68 lb/ Funktion

Tabelle 6.41: Masse des pneumatischen Systems nach **Bild A6.4** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	W_{TO} [lb]	Masse der Pneumatik [kg]
A340-300	597440	762
A330-200	507000	658
A320-200	162000	327

Tabelle 6.42: Masse der Elektronik nach **Bild A6.5** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	W_{TO} [lb]	Masse der Elektronik [kg]
A340-300	597440	1234
A330-200	507000	1089
A320-200	162000	522

Tabelle 6.43: Masse der Einrichtung (*furnishings*) nach **Bild A6.6** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	Zahl der Passagiere *	Masse der Einrichtung [kg]	Abweichung [%]
A340-300	295	7484	+ 5,1
A330-200	293	7462	-
A320-200	150	3220	+ 34,4

* aus EADS 2000

Tabelle 6.44: Masse des Klimaanlage systems (*air conditioning*) nach **Bild A6.7** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	Volumen des Rumpfes [ft ³] *	Masse der Klimaanlage [kg]	Abweichung [%]
A340-300	45000	1542	+ 5,3
A330-200	3180	1442	-
A320-200	2050	929,9	+ 35,0

* aus **Boeing 1968** (siehe **Bild A6.9**)

Tabelle 6.45: Masse des Anti- und Enteisungssystems nach **Bild A6.8** aus **Boeing 1969**

Flugzeuge	b [m]	b [ft]	Masse des Enteisungssystems [kg]
A340-300	60,3	197,8	108,9
A330-200	60,3	197,8	108,9
A320-200	34,1	112	56,7

Die hier errechnete Massen sind deutlich höher als die von Airbus angegebenen Zahlen.

Mit dem Verfahren nach Boeing lassen sich die einzelnen Komponenten nach dem **Bild A6.1** bis **Bild A6.8** errechnen. Wenn man die einzelnen Massen (Massen der Komponenten) ermitteln möchte, ist das Verfahren nach **Boeing** recht geeignet.

7 Zusammenfassung

In dieser Diplomarbeit wurden die aus der Literatur bekannten Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf behandelt. Dabei wurden auch die tatsächlichen Massen der Baugruppen von Passagierflugzeugen (A340-300 und A320-200) herangezogen. Einige Parameter wurden direkt aus der Zeichnung abgelesen, so daß mit einer gewissen Ungenauigkeit zu rechnen war. Um einen besseren Überblick zu ermöglichen sind die Ergebnisse in Diagrammen veranschaulicht. Anhand der Diagramme, kann man dann feststellen, wie unterschiedlich oder wie ähnlich die Ergebnisse sind, von Methode zu Methode.

Es stellte sich heraus, daß die Masse der Flugzeugbaugruppen für Strahlflugzeuge am besten über die Methode von Marckwardt zu berechnen ist. Die durchschnittliche Abweichung liegt in diesem Fall niedriger als die von den anderen Methoden. Die Ermittlung der Masse der Flugzeugsysteme war aufwendiger, da hier die einzelnen Komponenten getrennt betrachtet werden mußten. Nur mit wenigen Verfahren und mit Hilfe einer allgemeinen Gleichung gelang es, die Massen zu ermitteln.

Bei der Ermittlung der Triebwerksgondelmasse gibt es zwei Varianten. In einigen Quellen handelt es sich hier nur um die Triebwerksgondelmasse. Und bei den anderen geht es um die Masse der Triebwerksgondelmasse einschließlich Masse der Pylon.

Es stellte sich heraus, daß die Ergebnisse sich nicht nur von Verfahren zu Verfahren unterscheiden, sondern auch von Flugzeugtyp.

Literaturverzeichnis

- Arnold 2001** URL: www.arnoldpublishers.com (2001)
- Berry 2000** BERRY, Patrick: *Sizing the Landing Gear in the Conceptual Design Phase*. Linköping University. 2000
- Boeing 1968** BOEING: *Weight Prediction Manual - Class I*, Renton, The Boeing Company, Commercial Airplane Division, Weight Research Group, 1968
- Boeing 1969** BOEING: *Weight Prediction Manual - Class I*, Renton, The Boeing Company, Commercial Airplane Division, Weight Research Group, 1969
- Bräunling 1997** BRÄUNLING, Willy: *Skript zur Vorlesung Flugzeugtriebwerke*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungs-Skript, 1997
- Currey 1988** CURREY, Norman S.: *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. AIIAA Education Series 1988.
- CFMI 1998** URL: <http://www.cfm56.com/home.htm> (1998)
- EADS 2000** European Aeronautic Defence and Space Company: <http://dasa.com> bzw. <http://www.eads-nv.com/eads/en/index.htm> (2000)
- Endres 2000** ENDRES, Günter: *Das grosse Buch der Passagierflugzeuge*. Stuttgart: Motorbuch Verlag, 2000. - ISBN 3-7276-7080-0
- General Electric 2000** http://www.geae.com/lrgcom/cf6/cf6_comm_80e1.htm (2000)
- Norris 2000** NORRIS, Guy: *flight international, Powerful Changes*, Bericht über Triebwerk. Los Angeles. Von 14. bis 20. November 2000
- Jane's 1992** JANE, Frederick Thomas (Hrsg.): *Jane's all the World's Aircraft*. Coulsen : Jane's Information Group Limited, 1992
- Jane's 1996** JANE, Frederick Thomas (Hrsg.): *Jane's all the World's Aircraft*. Coulsen : Jane's Information Group Limited, 1996

- Kreuzer 1999** KREUZER, Helmut: *Am Start Moderne Verkehrsflugzeuge & Business Jets*. Erding Air Gallery Edition, 1999. - ISBN 3-9805934-0-1
- LTH 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
- Pschirus 1999** URL:<http://cip.physik.uni-wuerzburg.de/~pschirus/aviation/flugzeuge/> (1999-07-23)
- Raymer 1989** RAYMER, Daniel P.: *A Conceptual Approach*. AIAA Education Series 1989
- Raymer 1992** RAYMER, Daniel P.: *A Conceptual Approach*. AIAA Education Series 1992
- Roskam 1989** ROSKAM, Jan: *Airplane Design*. Bd. 5: *Preliminary Calculation of weight*. Ottawa, Kansas, 1989.
- Scholz 1998** SCHOLZ, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1998
- Torenbeek 1988** TORENBEEK, Egbert: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft : Delft University Press, 1982. - ISBN 90-247-2724-3

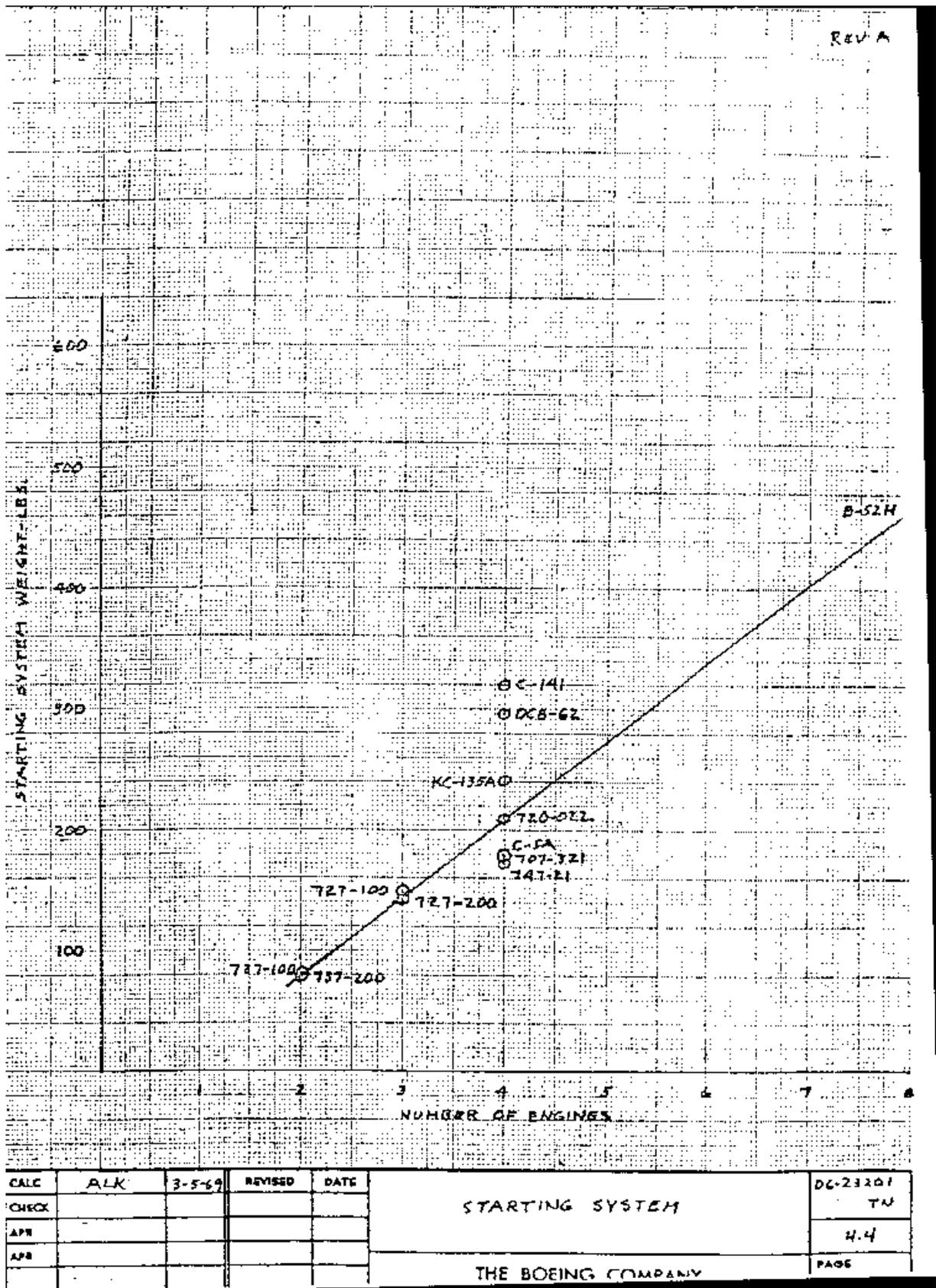


Bild A4.3 Triebwerkstartsystems in Funktion der Triebwerkanzahl, aus Boeing 1969

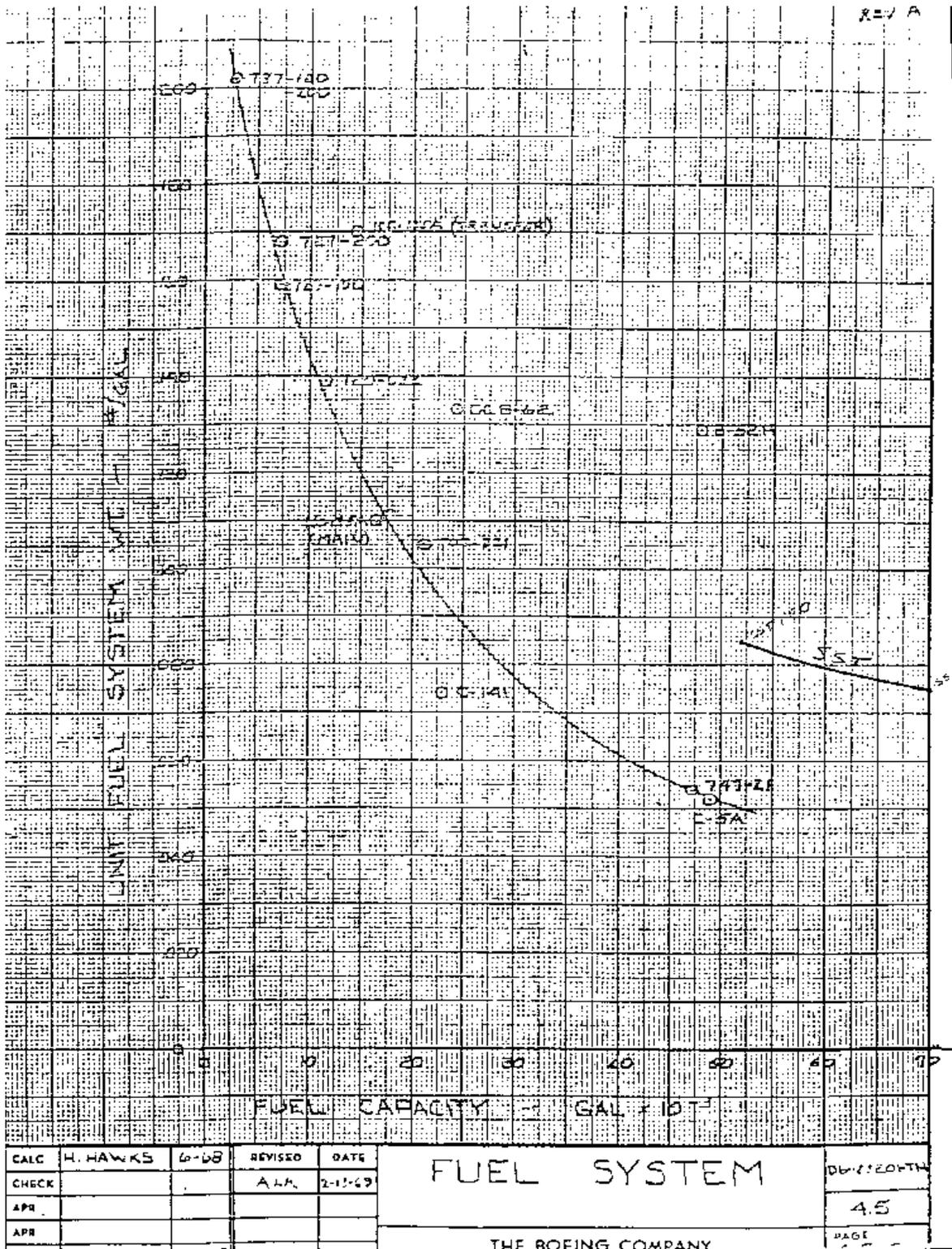


Bild A4.4 Treibstoffsystem eines Triebwerks in Funktion der Tankkapazität, aus Boeing 1969

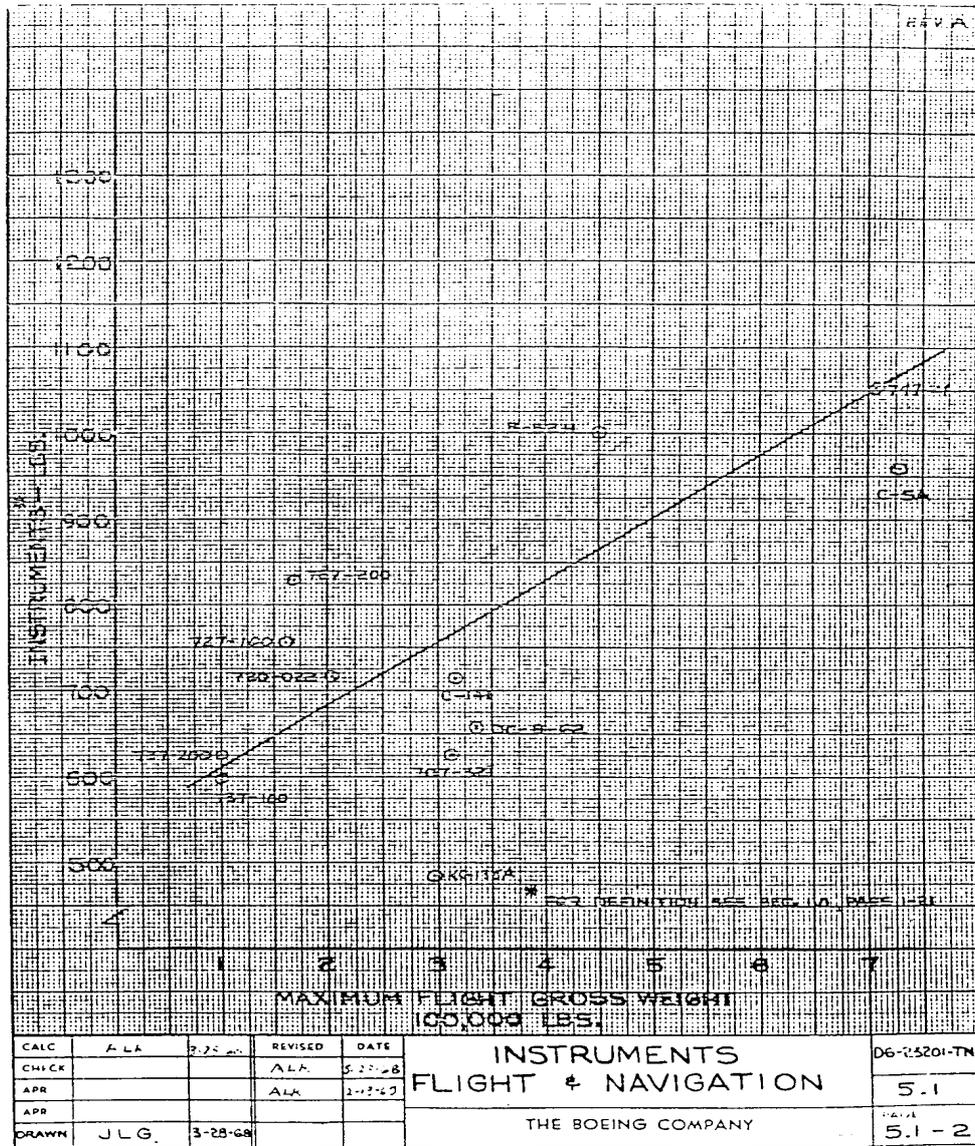


Bild A6.1 Masse der Instrumenten in Funktion der m_A , aus Boeing 1969

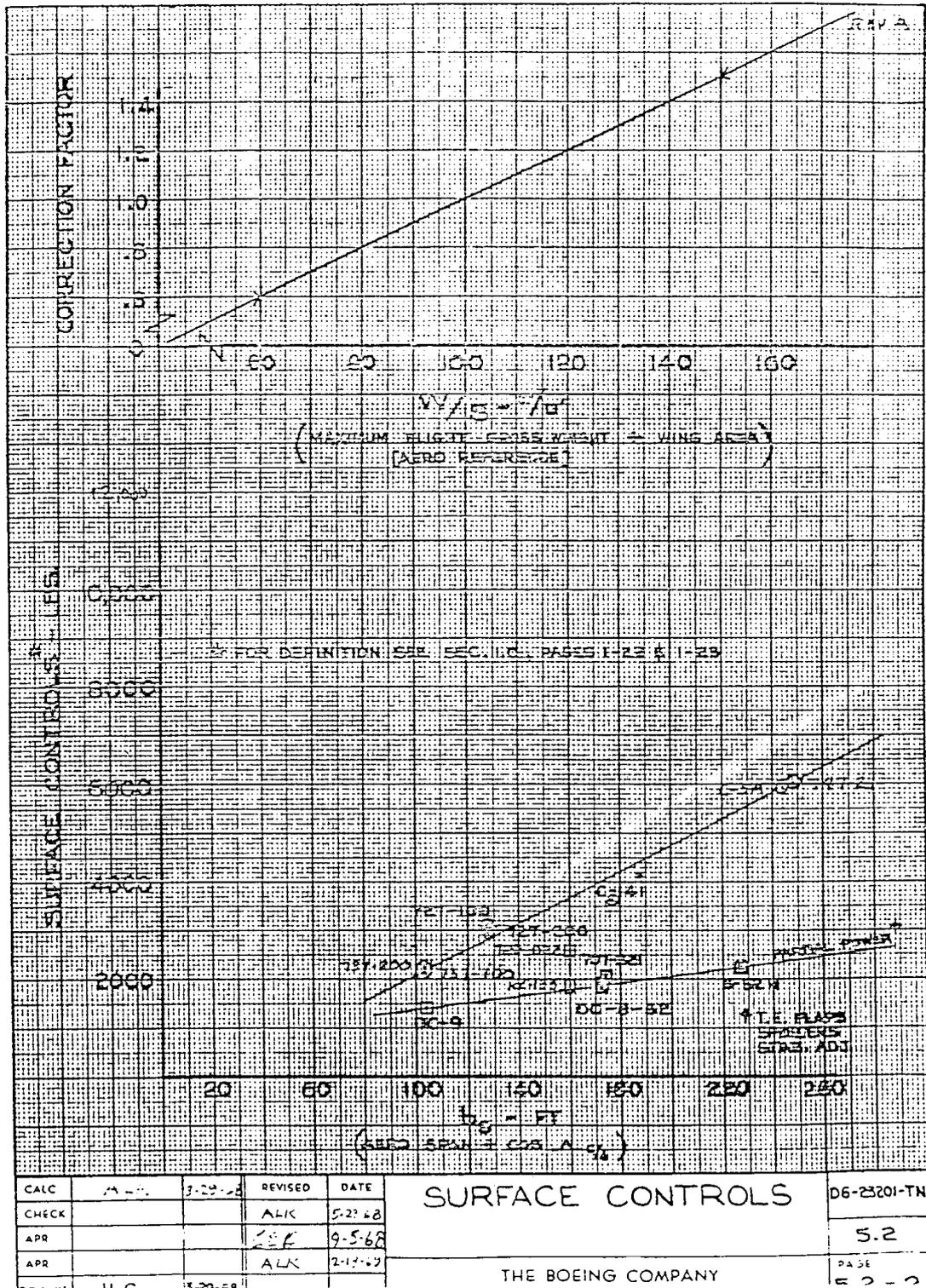


Bild A6.2 Masse der Steuerung in Funktion der Spannweite, aus Boeing 1969

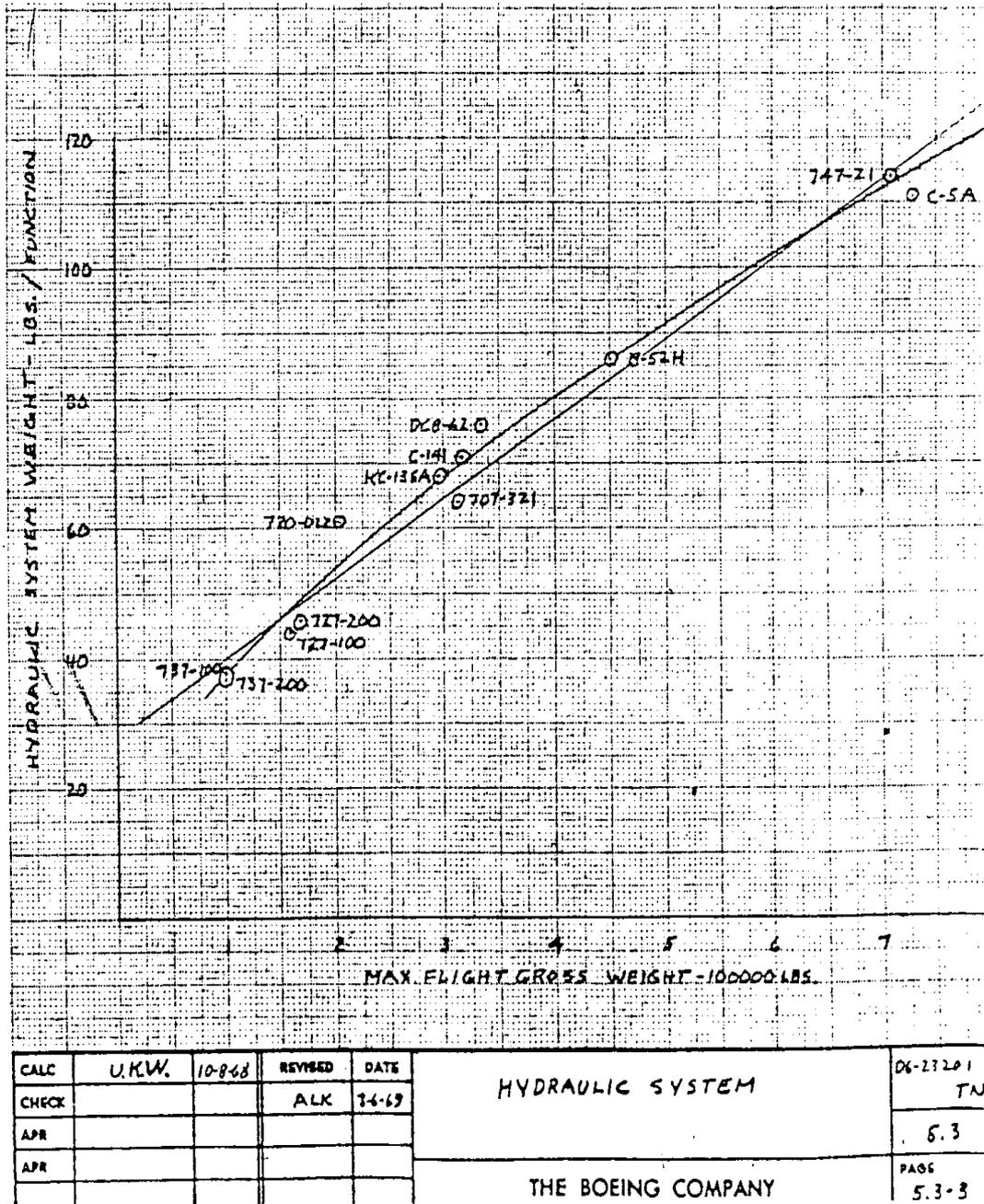


Bild A6.3 Masse des hydraulischen Systems in Funktion der m_A , aus Boeing 1969

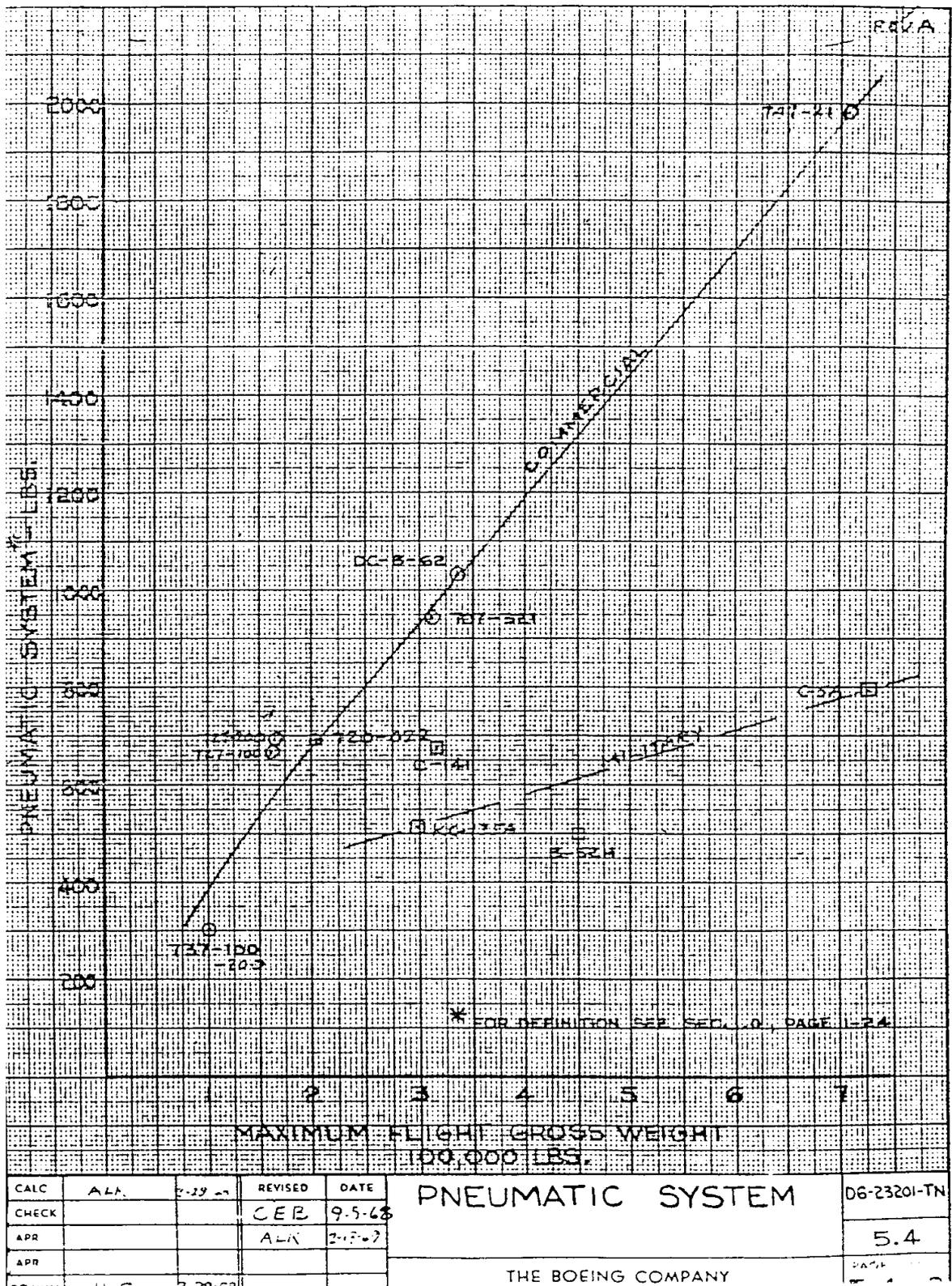
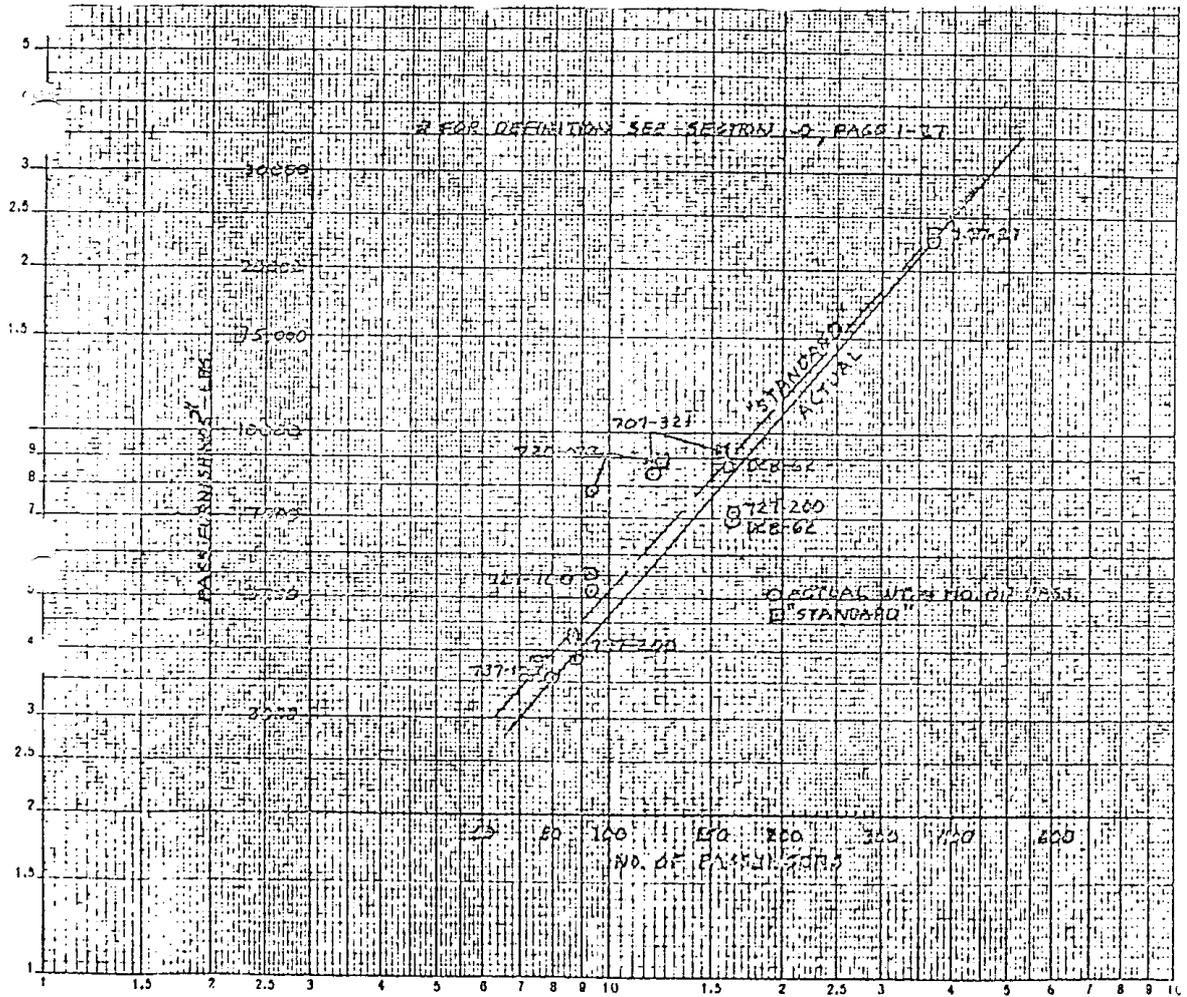


Bild A6.4 Masse des pneumatischen Systems in Funktion der max. m_A , aus Boeing 1969



CALC.	ALK	2-13-69	REVISED	DATE	PASSENGER FINISHING ACTUAL & "STANDARD" (C-1720-DWT-2')	DG-27101
CHECK						TH
APPD.						5.8
APPD.						THE BOEING COMPANY

Bild A6.6 Masse der Einrichtung in Abhängigkeit von der N_{PAX} , aus Boeing 1969

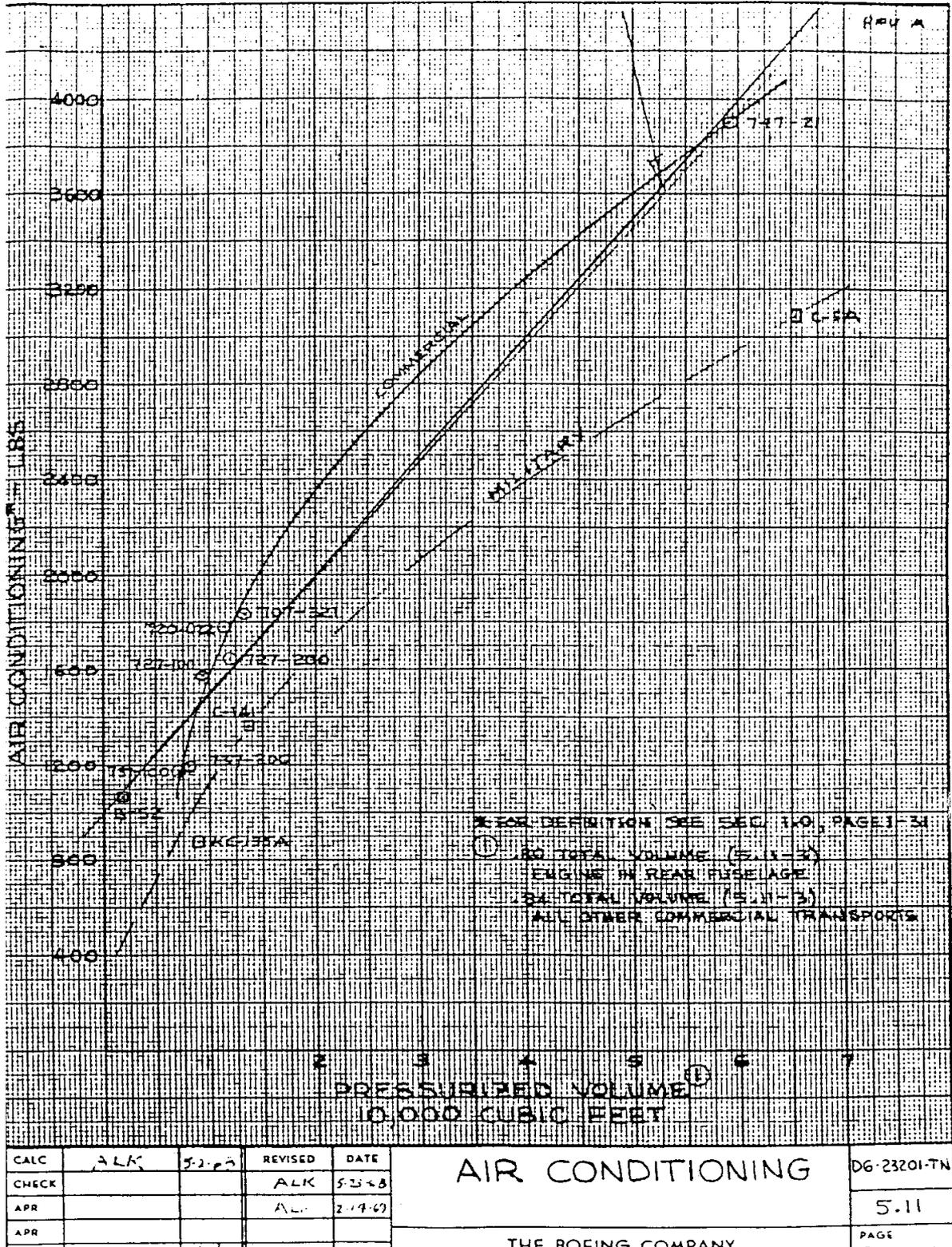


Bild A6.7 Masse des Klimaanlage-systems in Abhängigkeit von Volumen des Druckrumpfes, aus Boeing 1969

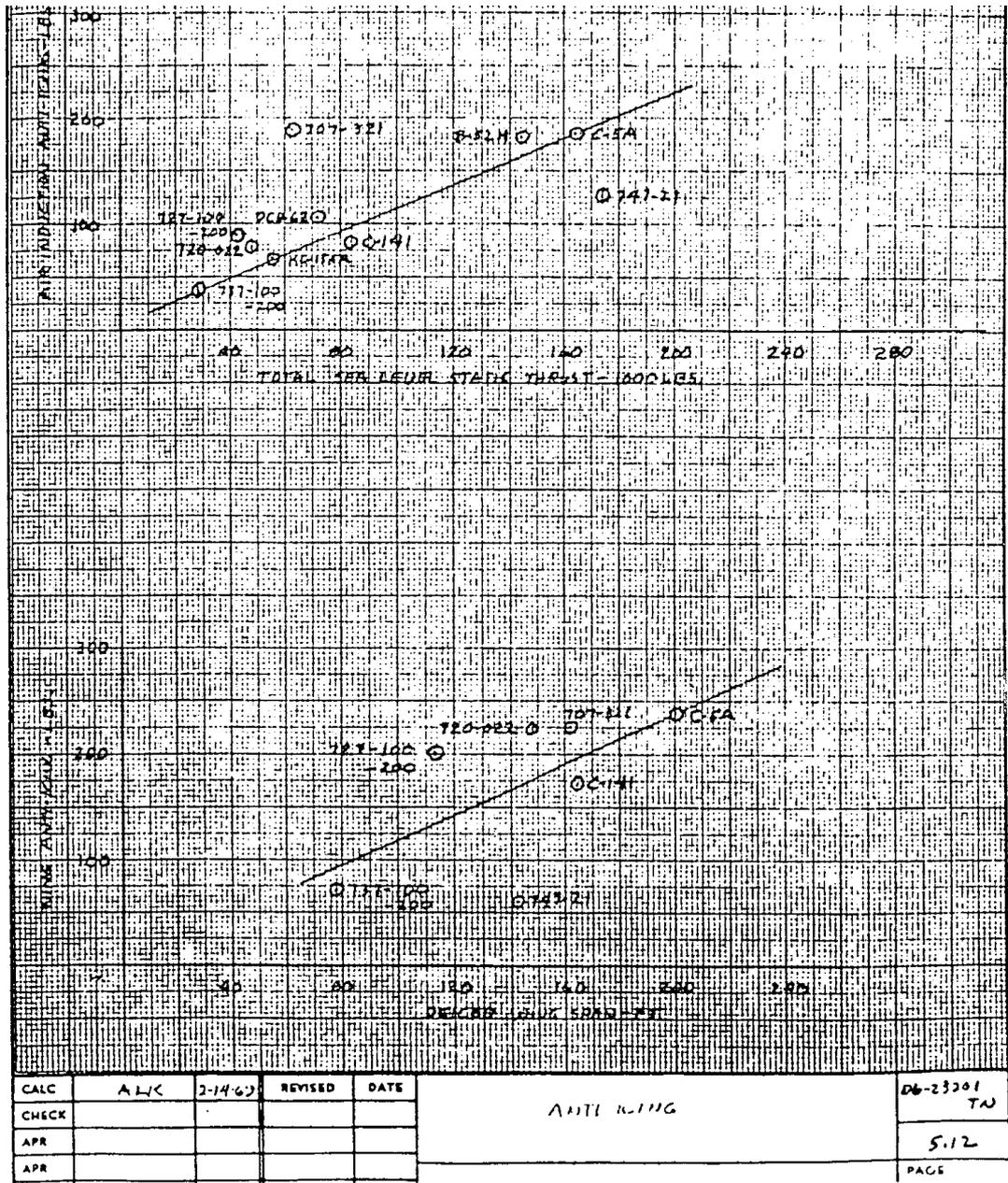
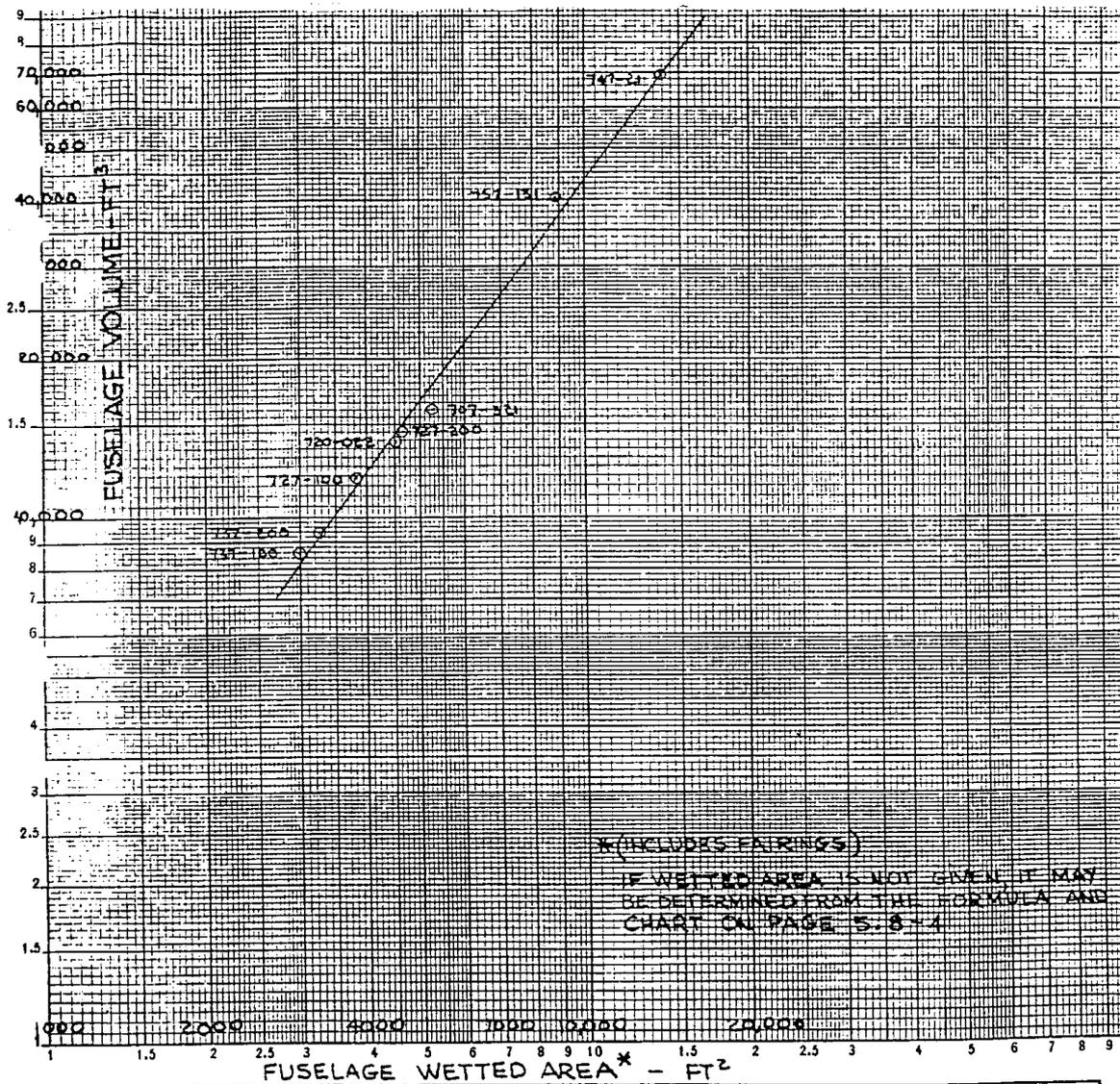


Bild A6.8 Masse des Anti- und Enteisungssystems in Funktion der Spannweite, aus Boeing 1969



CALC.	JLG	5/14/68	REVISED	DATE	FUSELAGE VOLUME PREDICTION	06-23201-TN
CHECK						5.11
APPD.					THE BOEING COMPANY	PAGE
APPD.						5.11-3

Bild A6.9 Volumen des Rumpfes (Bereich unter Druckbelastung) in Funktion der Rumpfoberfläche, aus Boeing 1969

Anhang B

<i>Parameter</i>	<i>A340-300</i>	<i>A330-200</i>	<i>A320-200</i>		
					1 EADS
					3 Pschirus
Rumpf					4 Arnold
Rumpflänge [m]	62,47	57,77	37,57	4	5 Norris 2000
Rumpfbreite [m]	5,64	5,64	3,95	4	6 Berry 2000
Rumpfhöhe [m]	5,64	5,64	4,14	4	
Spannweite [m]	60,30	60,30	34,10	1	
Frachtvolumen [m ³]	162,9	136	38,76	4	
Passagiervolumen [m ³]	566,1	506	152	4	
Passagiere + Frachtvolumen	729	642	191		
Höhe [m]	16,84	17,88	11,76	1	
Kabinenlänge [m]	50,35	45,00	27,51	3	
Kabinendruck [pa]	70.000	70.000	70.000		
Rumpfdurchmesser [m]	5,64	5,64	3,96	113	
Flügelstreckung	9,39	9,26	9,26	3	
Flügelpfeilung [°]	29,70	29,70	25,00	3	
Flächenbelastung [Kg/m ²]	746	597,6	600,49	3	
Max. Tankkapazität [l]	148.700	139.090	23850	4	
Max. Startgewicht [kg]	271.000	230.000	73.500	1	
Reisegeschwindigkeit [Ma]	0,86	0,86	0,82	3	
Max. Leergewicht [kg]	129.850	120.200	41.310	4	
Max. Landungsgewicht [kg]	190.000	177.150	61.000	4 4 1	
Startgeschwindigkeit [km/h]	300	300	283	* * 3	
Landungsgeschwindigkeit Min.	244	244	194	* * 3	
Machzahl bei 0 km	0,24	0,24	0,23	*	
Reichweite [km]	13.500	11.900	5.830	1	
LH [m]	26,50	23,30	13,53	4 7 4	
LV [m]	25,50	22,30	12,53	4 7 4	
Erdbeschleunigung [m/s ²]	9,81	9,81	9,81		
Vstall [km/h]	187,69	187,69	149,23	4 4 3	
Volumen des Rumpfs [ft ³]	45000,00	39000,00	17000,00	Bild A6.9	
Triebwerksgondel					
Length [m]	4,95	7,00	4,440	4	
Max. Breite (width) [m]	2,37	3,10	2,37	4	
Gondelfläche [m ²]	36,856	68,173	33,058	#	

Errechnet, siehe **Gl. 3.16** bis **Gl. 3.18**

* gewählt (aus Vergleich mit Daten von A340-600)

<i>Parameter</i>	<i>A340-300</i>	<i>A330-200</i>	<i>A320-200</i>	
Triebwerk				
Zahl der Triebwerke	4	2	2	
Stand Schub [N]	151000	300000	111200	1
Abstand von Flügel bis TW-Mittelpunkt	2,2	1,93	1,3	7
Nebenstromverhältnis	6,4	5,32	6	8 9 8
Type	CFM-56-5C4	CF6-80E1A4	CFM56-5A3	1
Trockengewicht [kg]	2587	4869	2266	5 9 8
Länge [m]	2,62	4,28	2,42	8 9 8
Austrittsdurchmesser	0,5	0,66	0,47	
Fan-Durchmesser	1,84	2,44	1,73	8 9 8
Gesamtdruckverhältnis	38,3	32,6	31,3	8 9 8
Max. statischer Druck im Kompressor [PSI]	30	30	30	#
Zahl der Einlässe	4	2	2	
TW-Saugfläche [m ²]	2,659	4,676	2,351	*
Max. Kraftstoffmasse [kg]	113125	70786	17940	4
Airflow [lb/sec]	1065	-	842	

* gerechnet # aus **Roskam 1989** (Siehe Kap. 3.3.2)

1	EADS
2	Jane's
3	Pschirus
4	Arnold
5	Norris 2000
6	Berry
8	CFM
9	GE

<i>Parameter</i>	<i>A340-300</i>	<i>A330-200</i>	<i>A320-200</i>	
Fahrwerk				
Federbeinlänge (Hauptfahrwerk) [m]	1,7	1,7	1,7	*
Federbeinlänge (Bugfahrwerk) [m]	1,7	1,7	1,7	*
Federbeinlänge [m]	1,7	1,7	1,7	*
Hauptfahrwerkslänge [m]	4	4	2,98	** 2
Bugfahrwerkslänge [m]	3,2	3,2	2,0	*
Wheelbase in [m]	25,4	16,9	12,63	4
Anzahl der Räder eines Hauptfahrwerks	10	8	4	4
Anzahl der Räder eines Bugfahrwerks	2	2	2	4
Reifendurchmesser des Hauptfahrwerks [m]	1,27	1,27	1,143	4
Zahl der Shock Struts des Hauptfahrwerks	3	2	2	4
Landungsbruchlastfaktor	5,7	5,7	5,7	Roskam
Masse d. uninstalled avioniks [lb]	1400	1300	1000	Raymer
Max. Cargomasse [kg]	41360	31000	19200	113
Anzahl der Piloten	2	2	2	
Anzahl der Passagiere	295	293	150	1
Anzahl der Crewmitglieder	12	12	9	Endres
Passagiere + Crewmitglieder	307	305	159	
Treibstoffvolumen [m ³]	148,7	139,1	23,86	1
Integraltankvolumen [m ³]	50	45	8,016	X X 2
Anzahl der Treibstofftank	8	8	8	X

X Ausgewählt (in Vergleich mit A340-600)

1	EADS
2	Currey
3	Pschirus
4	Arnold