



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

## Projekt 2

**Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau**

**Statistik zu einer Class 1 Masseprognose**

**André Freitag**

**8. März 2006**

## Kurzreferat

In der vorliegenden Projektarbeit wurde eine *Class I*-Methode zur Masseprognose für den ganz frühen Flugzeugentwurf überprüft. In dieser Methode werden anhand von einfachen Bezugsparametern die Baugruppenmassen ermittelt um daraus die resultierende Betriebsleermasse des Flugzeugs abschätzen zu können. Zuerst wurde die Gruppe der Passagierflugzeuge untersucht. Hierbei stellte sich heraus, dass die Betriebsleermasse überall unterhalb der tatsächlichen Betriebsleermasse lag. Um die einzelnen Baugruppen analysieren zu können, wurden dann ausgewählte Passagierflugzeuge, bei denen die Baugruppenmassen bekannt waren, in den Vergleich mit einbezogen. Zusätzlich wurden noch weitere Massegruppen der Passagierflugzeuge mit einer genaueren *Class II*-Methode nach **Torenbeek** berechnet. Dabei stellte sich heraus, dass insbesondere die Massegruppe Flügel für die hohen negativen Abweichungen verantwortlich war. Für die detailliert betrachteten Passagierflugzeuge wurden dann neue Faktoren ermittelt, die zu einer deutlichen Verbesserung der von mir einbezogenen Flugzeuge geführt haben. Für die nicht detailliert betrachteten Flugzeuge wurde dann noch ein allgemeiner Korrekturfaktor ermittelt, der auch für diese Flugzeuge zu einer Minimierung der Abweichung geführt hat. Um möglichst ähnliche Flugzeuge für die Gruppe der Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt und somit möglichst gute Faktoren für die Masseprognose zu erhalten, wurden ausschließlich Businessjets betrachtet. Um auch hier Vergleichsmassen zu bekommen, wurden ältere Businessjets, deren detaillierte Massen bekannt sind aus **Roskam 5** in den Vergleich mit einbezogen. Für die detailliert betrachteten Businessjets wurden auch hier neue Faktoren ermittelt, die zu einer deutlichen Verbesserung der von mir einbezogenen Flugzeuge geführt haben. Für die nicht detailliert betrachteten Flugzeuge wurde auch hier ein Korrekturfaktor ermittelt.





## FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUBAU

# Statistik zu einer Class I Masseprognose

Aufgabenstellung zum *Projekt 2* gemäß Prüfungsordnung

### Hintergrund

Eine Prognose der Flugzeugmasse kann in verschiedenen Genauigkeitsstufen erfolgen. Eine Class I Methode ist eine Prognose für den ganz frühen Flugzeugentwurf. In dem Buch "RAYMER, D. P.: *Aircraft Design : A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington D.C. : AIAA, 1989" wird eine Class I Methode beschrieben, die einzelne Massegruppen des Flugzeugs (Rumpf, Flügel, ...) lediglich jeweils basierend auf *einem* charakteristischen Parameter sehr einfach abschätzt.

### Aufgabe

Die Class I Methode zur Masseprognose von RAYMER soll mit Literaturdaten zu Flugzeugmassen überprüft werden. Dabei sollen sowohl Passagierflugzeuge als auch Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt (general aviation) berücksichtigt werden. Als weiterer Vergleich können auch die Ergebnisse der detaillierteren Masseschätzung nach "TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft : Delft University Press, 1988" hinzugezogen werden. Nach diesen Voruntersuchungen soll der Versuch unternommen werden, die Methode nach RAYMER zu verbessern. Dazu könnten andere Bezugsparameter gewählt werden und/oder andere Faktoren, um eine bestmögliche Anpassung an die zur Verfügung stehenden Massedaten zu erreichen.

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

# Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	6
Verzeichnis der Tabellen.....	7
Liste der Formelzeichen.....	9
Liste der Abkürzungen.....	11
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	12
<b>1 Einleitung</b> .....	<b>13</b>
1.1 Ziel der Arbeit.....	13
1.2 Literaturübersicht.....	13
1.3 Aufbau der Arbeit.....	14
<b>2 Beschreibung der Masseprognose nach Raymer</b> .....	<b>15</b>
2.1 Klassifizierung der Masseprognosen.....	15
2.2 Masseaufteilung nach <b>DIN 9020</b> und <b>ATA 100</b> .....	15
2.3 Masseaufteilung nach <b>Raymer</b> .....	16
2.4 Berechnungsdaten der Masseprognose.....	17
2.5 Bestimmung der Flächenreferenzparameter.....	19
2.5.1 Bestimmung der freiliegenden Flügelfläche $S_{exp,W}$ .....	19
2.5.2 Bestimmung der benetzten Rumpfoberfläche $S_{wet,F}$ .....	21
2.5.3 Bestimmung der freiliegenden Höhenleitwerksfläche $S_{exp,H}$ .....	21
2.5.4 Bestimmung der freiliegenden Seitenleitwerksfläche $S_{exp,V}$ .....	23
<b>3 Masseprognose für Passagierflugzeuge</b> .....	<b>25</b>
3.1 Allgemeine Überprüfung der Masseprognose anhand ausgewählter Passagierflugzeuge.....	25
3.2 Vergleichsmassen für die Masseprognose.....	27
3.2.1 Massegruppen der Flugzeuge A340-300 und A320-200.....	28
3.2.2 Massegruppen der Flugzeuge A300-600, A310-300, A319-100, B737-300, B737-500 und B747-400.....	29
3.3 Vergleich der Ergebnisse.....	40
3.4 Anpassung der Faktoren der Masseprognose an die ermittelten Baugruppenmassen.....	46
3.5 Ermittlung eines Vorfaktors für andere Passagierflugzeuge.....	53
<b>4 Masseprognose für Businessjets</b> .....	<b>56</b>

4.1	Allgemeine Überprüfung der Masseprognose anhand ausgewählter Businessjets .....	56
4.2	Vergleich der Ergebnisse der Masseprognose mit den tatsächlichen Massen aus <b>Roskam5</b> .....	58
4.3	Anpassung der Faktoren mit den vorhandenen Massedaten .....	64
4.4	Ermittlung eines Vorfaktors für andere Businessjets .....	66
<b>5</b>	<b>Zusammenfassung</b> .....	<b>69</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b> .....	<b>70</b>
	<b>Anhang A Flugzeugdaten der Passagierflugzeuge und deren Quelle</b> .....	<b>72</b>
	<b>Anhang B Flugzeugdaten der Businessjets und deren Quelle</b> .....	<b>75</b>
	<b>Anhang C Dreiseitenansichten der Passagierflugzeuge, kurze Beschreibung der Flugzeuge</b> .....	<b>77</b>
	<b>Anhang D Dreiseitenansichten der Businessjets, kurze Beschreibung der Flugzeuge</b> .....	<b>88</b>

# Verzeichnis der Bilder

<b>Bild 2.1</b>	Massegruppen einer sehr einfachen Masseaufteilung nach <b>DIN 9020</b> und <b>ATA 100</b> aus <b>Scholz 1999</b> .....	15
<b>Bild 2.2</b>	<i>Class I</i> Masseprognose aus <b>Raymer1992</b> .....	16
<b>Bild 2.3</b>	$S_{exp,w}$ für den Flügel aus <b>Raymer 1992</b> .....	19
<b>Bild 2.4</b>	Definition der Referenzflügelfläche nach <i>Airbus</i> .....	19
<b>Bild 2.5</b>	Definition der Referenzflügelfläche nach Boeing, McDonnell Douglas und Fokker .....	20
<b>Bild 2.6</b>	Konventionelles Leitwerk, T-Leitwerk, Leitwerk mit Kreuzform.....	21
<b>Bild 2.7</b>	Ermittlung des Höhenleitwerksanteils im Rumpf für Flugzeuge nach <i>Boeing</i> ....	22
<b>Bild 2.8</b>	Ermittlung des Höhenleitwerksanteils im Rumpf für Flugzeuge nach <i>Airbus</i> .....	22
<b>Bild 2.9</b>	Seitenleitwerksbaugrößen bei <i>Airbus</i> .....	23
<b>Bild 3.1</b>	Abweichung der Betriebsleermasse für Passagierflugzeuge im Überblick .....	27
<b>Bild 3.2</b>	Auszug 1 aus JAR-23 und JAR-25.....	30
<b>Bild 3.3</b>	Auszug 2 aus JAR-23 und JAR-25.....	30
<b>Bild 3.4</b>	Abweichungen der Flügelmassen.....	40
<b>Bild 3.5</b>	Abweichungen der Rumpfmassen.....	41
<b>Bild 3.6</b>	Abweichungen der Höhenleitwerksmassen.....	42
<b>Bild 3.7</b>	Abweichungen der Seitenleitwerksmassen .....	42
<b>Bild 3.8</b>	Abweichungen der Bugfahrwerksmassen .....	43
<b>Bild 3.9</b>	Abweichungen der Hauptfahrwerksmassen .....	44
<b>Bild 3.10</b>	Abweichungen der Massen der installierten Triebwerke.....	44
<b>Bild 3.11</b>	Abweichungen der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Gondel.....	45
<b>Bild 3.12</b>	Bestimmung einer Ausgleichskurve.....	47
<b>Bild 3.13</b>	Vergleich anderer Passagierflugzeuge mit den neuen Faktoren .....	54
<b>Bild 3.14</b>	Abweichungen der Betriebsleermassen durch Korrekturfaktor .....	55
<b>Bild 4.1</b>	Abweichungen der Betriebsleermassen der betrachteten Businessjets im Überblick.....	57
<b>Bild 4.2</b>	Abweichungen der Flügelmassen .....	59
<b>Bild 4.3</b>	Abweichungen der Rumpfmassen.....	60
<b>Bild 4.4</b>	Abweichungen der Höhenleitwerksmassen.....	60
<b>Bild 4.5</b>	Abweichungen der Seitenleitwerksmassen .....	61
<b>Bild 4.6</b>	Abweichungen der Bugfahrwerksmassen .....	62
<b>Bild 4.7</b>	Abweichungen der Hauptfahrwerksmassen .....	62
<b>Bild 4.8</b>	Abweichungen der Massen der installierten Triebwerke.....	63
<b>Bild 4.9</b>	Abweichungen der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Triebwerksgondel.....	64
<b>Bild 4.10</b>	Vergleich anderer Businessjets mit den neuen Faktoren .....	67
<b>Bild 4.11</b>	Abweichungen der Betriebsleermassen durch Korrekturfaktor .....	68

## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 2.1</b>	Masseprognose nach <b>Raymer</b> angepasst an SI-Einheiten.....	17
<b>Tabelle 2.2</b>	Höhenleitwerksflächenanteil im Rumpf .....	22
<b>Tabelle 2.3</b>	Seitenleitwerksfläche der A320 .....	24
<b>Tabelle 3.1</b>	Überprüfung der Betriebsleermasse für Passagierflugzeuge .....	25
<b>Tabelle 3.2</b>	Detaillierte Masseprognose der A310-300 .....	26
<b>Tabelle 3.3</b>	Abweichungen der Betriebsleermassen der Passagierflugzeuge .....	26
<b>Tabelle 3.4</b>	Massegruppen mit den tatsächlichen Massen der A320-200 und A340-300 .....	28
<b>Tabelle 3.5</b>	Massen der A320-200 und A340-300, angepasst an die Masseprognoseaufteilung .....	28
<b>Tabelle 3.6</b>	Flügelmassen nach Gl.(3.8 ) .....	31
<b>Tabelle 3.7</b>	Rumpfmassen nach Gl.(3.9) .....	33
<b>Tabelle 3.8</b>	Höhenleitwerksmassen nach Gl.(3.13) .....	34
<b>Tabelle 3.9</b>	Seitenleitwerksmassen nach Gl.(3.14).....	35
<b>Tabelle 3.10</b>	Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmassen aus <b>Torenbeek 88</b> .....	35
<b>Tabelle 3.11</b>	Bugfahrwerksmassen nach Gl.(3.16).....	36
<b>Tabelle 3.12</b>	Hauptfahrwerksmassen nach Gl.(3.16).....	36
<b>Tabelle 3.13</b>	Triebwerksgondelmassen nach Gl.(3.18) .....	37
<b>Tabelle 3.14</b>	Massen der installierten Triebwerke nach Gl.(3.19) .....	37
<b>Tabelle 3.15</b>	Masse der Systeme nach Gl.(3.20) .....	38
<b>Tabelle 3.16</b>	Zusammenfassung der Resultate aus der Analyse nach <b>Torenbeek</b> .....	39
<b>Tabelle 3.17</b>	Fehlerkorrektur und Anpassung der Resultate für den Vergleich mit <b>Raymer</b> .....	39
<b>Tabelle 3.18</b>	Vergleich der Flügelmassen.....	40
<b>Tabelle 3.19</b>	Vergleich der Rumpfmassen.....	41
<b>Tabelle 3.20</b>	Vergleich der Höhenleitwerksmassen .....	41
<b>Tabelle 3.21</b>	Vergleich der Seitenleitwerksmassen .....	42
<b>Tabelle 3.22</b>	Vergleich der Bugfahrwerksmassen .....	43
<b>Tabelle 3.23</b>	Vergleich der Hauptfahrwerksmassen .....	43
<b>Tabelle 3.24</b>	Vergleich der Massen der installierten Triebwerke.....	44
<b>Tabelle 3.25</b>	Vergleich der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Triebwerksgondel .....	45
<b>Tabelle 3.26</b>	Standardabweichungen der Passagierflugzeuge ohne Korrektur.....	48
<b>Tabelle 3.27</b>	Standardabweichungen durch Wechsel der Bezugsparameter .....	49
<b>Tabelle 3.28</b>	Standardabweichungen mit neuen Bezugsparametern und Faktoroptimierung .....	50
<b>Tabelle 3.29</b>	Optimierte Faktoren mit neuen Bezugsparametern .....	51

<b>Tabelle 3.30</b>	Standardabweichungen mit alten Bezugsparametern und Faktoroptimierung .....	51
<b>Tabelle 3.31</b>	Optimierte Faktoren mit alten Bezugsparametern .....	52
<b>Tabelle 3.32</b>	Überprüfung der neuen Faktoren mit anderen Passagierflugzeugen .....	53
<b>Tabelle 3.33</b>	Abweichung der Betriebsleermasse mit neuen Faktoren und Korrekturfaktor .....	55
<b>Tabelle 4.1</b>	Überprüfung der Betriebsleermasse für Businessjets .....	56
<b>Tabelle 4.2</b>	Abweichungen der Betriebsleermassen der Businessjets .....	57
<b>Tabelle 4.3</b>	Massedaten für Businessjets aus <b>Roskam 5</b> .....	58
<b>Tabelle 4.4</b>	Vergleich der Flügelmassen .....	59
<b>Tabelle 4.5</b>	Vergleich der Rumpfmassen .....	59
<b>Tabelle 4.6</b>	Vergleich der Höhenleitwerksmassen .....	60
<b>Tabelle 4.7</b>	Vergleich der Seitenleitwerksmassen .....	61
<b>Tabelle 4.8</b>	Vergleich der Bugfahrwerksmassen .....	61
<b>Tabelle 4.9</b>	Vergleich der Hauptfahrwerksmassen .....	62
<b>Tabelle 4.10</b>	Vergleich der Massen der installierten Triebwerke .....	63
<b>Tabelle 4.11</b>	Vergleich der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Triebwerksgondel .....	63
<b>Tabelle 4.12</b>	Standardabweichungen der Businessjets ohne Korrektur .....	64
<b>Tabelle 4.13</b>	Standardabweichungen mit alten Bezugsparametern und Faktoroptimierung .....	65
<b>Tabelle 4.14</b>	Optimierte Faktoren mit alten Bezugsparametern .....	66
<b>Tabelle 4.15</b>	Überprüfung der neuen Faktoren mit anderen Businessjets .....	66
<b>Tabelle 4.16</b>	Abweichung der Betriebsleermasse mit neuen Faktoren und Korrekturfaktor .....	68



## Liste der Formelzeichen

$A$	Streckung (aspect ratio)
$a$	Schallgeschwindigkeit
$b_S$	strukturelle Spannweite
$b_V$	Spannweite des Seitenleitwerks
$c$	Profiltiefe ( <i>chord</i> )
$d$	Durchmesser
$d_{eff}$	effektiver Durchmesser
$d_F$	Rumpfdurchmesser
$g$	Erdbeschleunigung
$h_{CR}$	Reiseflughöhe
$h_F$	maximale Höhe des Rumpfes
$l$	Länge
$l_F$	Länge des Rumpfes
$l_H$	Abstand der 25%-Punkte auf der mittleren aerodynamischen Profilschne von Flügel und Höhenleitwerk
$M$	Machzahl
$M_C$	Reiseflugmachzahl
$M_D$	Sturzflugmachzahl ( <i>dive mach number</i> )
$m_E$	Masse eines Triebwerks ohne Anbauteile zur Triebwerksintegration
$m_H$	Masse des Höhenleitwerks
$m_{LG,M}$	Masse des Hauptfahrwerks ( <i>main landing gear</i> )
$m_{LG,N}$	Masse des Bugfahrwerks ( <i>nose landing gear</i> )
$m_N$	Masse aller Triebwerksgondeln ( <i>nacelle</i> )
$m_{MTO}$	maximale Abflugmasse ( <i>maximum take off weight</i> )
$m_{OE}$	Betriebsleermasse ( <i>operating empty weight</i> )
$m_{SYS}$	Masse der Systeme
$m_V$	Masse des Seitenleitwerks
$n_E$	Anzahl der Triebwerke
$n_{PAX}$	Anzahl der Passagiere ( <i>passenger, pax</i> )
$S_{exp,H}$	freiliegende Höhenleitwerksfläche
$S_{exp,HTP}$	freiliegende Seitenleitwerksfläche
$S_{exp,W}$	freiliegende Flügelfläche
$S_H$	Höhenleitwerksfläche
$S_V$	Seitenleitwerksfläche
$S_W$	Flügelfläche
$S_{wet,f}$	benetzte Rumpfoberfläche
$T$	Temperatur
$T_{TO}$	Startschub

$V_D$ :	Sturzfluggeschwindigkeit
$V_{max}$	maximale Fluggeschwindigkeit
$w_F$ :	maximale Breite des Rumpfes

## Griechische Symbole

$\rho$	Dichte
$\lambda$	Zuspitzung
$\varphi$	Pfeilung
$\lambda_F$	Schlankheitsgrad des Rumpfes

## Indizes

H	Höhenleitwerk ( <u>h</u> orizontal tail)
MTO	maximale Startmasse ( <u>m</u> aximum <u>t</u> ake <u>o</u> ff weight)
OE	Betriebsleermasse ( <u>o</u> perating <u>e</u> mpy)
r	Wurzel ( <u>r</u> oot)
ref	Referenzwert ( <u>r</u> eference value)
t	Spitze ( <u>t</u> ip)
V	Seitenleitwerk ( <u>v</u> ertical tail)
wet	benetzt ( <u>w</u> etted)

## Liste der Abkürzungen

WWW	World Wide Web
A	Airbus Industry International
B	Boeing Commercial Airplane Group
BAC	British Aircraft Corporation
BAe	British Aerospace
CF	Typbezeichnung der Triebwerke von General Electrics
CFM	Typbezeichnung der Triebwerke von General Electrics
EMB	EMBRAER, Brasilien
FAR	Federal Aviation Regulations
GE	General Electric
Gl.	Gleichung
H	Höhenleitwerk ( <b>h</b> orizontal tailplane)
JAR	Joint Aviation Requirements
MD	McDonnell Douglas Company
MTO	maximale Startmasse
OE	Leermasse ( <b>o</b> perating <b>e</b> mpy)
PW	Pratt & Whitney
RR	Rolls-Royce
TO	take off
V	Seitenleitwerk ( <b>v</b> ertical tailplane)
VD	design diving speed
W	Tragfläche ( <b>W</b> ing)
WWW	World Wide Web
z.B	zum Beispiel

# Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

## Benetzte Oberfläche

Eine benetzte Oberfläche ist die gesamte äußere ungeschützte Oberfläche eines Körpers.

## Dreiseitenansicht

Die Dreiseitenansicht ist eine Darstellungsmethode des technischen Zeichnens. Sie beinhaltet die Draufsicht, die Seitenansicht und die Vorderansicht eines Gegenstandes.

## Flugzeugkategorie

Flugzeuge können nach Kategorien eingeordnet werden. Eine Möglichkeit wird im Skript Flugzeugentwurf aus **Scholz 99** beschrieben. Hiernach können Flugzeuge folgendermaßen eingeteilt werden:

- „*Eigenbauflugzeug (homebuilt)*,
- *Einmotoriges Propellerflugzeug (single engine propeller driven airplane)*,
- *Zweimotoriges Propellerflugzeug (twin engine driven airplane)*,
- *Agrarflugzeug (agricultural airplane)*,
- *Geschäftsflugzeug (business jet)*,
- *Regionalverkehrsflugzeug mit PTL-Triebwerk (regional turboprop)*,
- *Strahlverkehrsflugzeug (jet transport)*,
- *Überschallverkehrsflugzeug (supersonic civil transport, SCT)*,
- *Wasserflugzeug (seaplane)*.

Weiterhin gibt es natürlich noch Verkehrsflugzeuge verschiedener Kategorien.“

## Flugzeugtyp

Ein Flugzeugtyp ist ein einzelnes Flugzeug eines Herstellers (z.B. B737-300)

## Internationales Einheiten System

Das Internationale Einheiten System verkörpert das moderne metrische (auf den Meter bezogenes) System und ist das am weitesten verbreitete Einheiten System.

...

# 1 Einleitung

In dieser Projektarbeit werden am Beispiel ausgewählter Passagierflugzeuge sowie Businessjets die Massegruppen anhand einer *Class I*-Methode nach **Raymer** ermittelt und mit Daten bestehender Flugzeuge verglichen. Dabei werden auch tatsächliche Massen bekannter Flugzeuge mit einbezogen um für eine Optimierung der bestehenden nach **Raymer** ermittelten Massen Vergleichswerte zu bekommen.

## 1.1 Ziel der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist es, die Ergebnisse der Masseprognose nach **Raymer** möglichst gut an die tatsächlichen Massen bestehender Flugzeuge anzupassen. Deshalb ist es wichtig möglichst genaue Vergleichswerte für die einzelnen Massegruppen mit in die Arbeit einzubeziehen. Die Masseprognose soll dann an die detailliert betrachteten Flugzeuge angepasst werden um hier bestmögliche Ergebnisse zu erzielen. Um auch für andere Flugzeuge eine möglichst gute Prognose zu bekommen sollen nach dieser Optimierung weitere Flugzeuge miteinbezogen werden, deren Baugruppenmassen nicht bekannt sind oder nicht ermittelt wurden. Für diese Flugzeuge sollen dann gemeinsame Faktoren gefunden werden, mit denen das Gesamtergebnis der Prognose auch für diese Flugzeuge zu einer Verbesserung führen soll.

## 1.2 Literaturübersicht

### Literatur für die Datensammlung:

In dieser Arbeit wurden die Flugzeugdaten überwiegend aus den Werken von *Jane`s all the world`s aircraft* entnommen. Das Buch erscheint regelmäßig mit einer Neuauflage aktueller Flugzeuge. Hier lassen sich auch Daten über die Triebwerke der Flugzeuge finden. Informationen über ältere Flugzeuge sind ebenfalls vorhanden, oder es wird auf vorherige Werke verwiesen. Als weitere gute Quelle dient auch die Internetseite der Uni Würzburg (siehe Literaturverweis). Hier befindet sich eine Datenbank mit zahlreichen Flugzeugen. Einige Längenangaben, die in der Literatur nicht zu finden waren, konnten aus anderen Werken entnommen werden. Hierfür wurde insbesondere auf die Daten der theoretischen Arbeit „*Erstellung einer Datenbasis mit Entwurfsdaten für Passagierflugzeuge*“ von **Schliemann** und **Niederkleine** (siehe Literaturverweis) zurückgegriffen.

## Literatur für den Massenvergleich:

Massedaten von bestehenden Flugzeugen befinden sich in **Roskam 5**. Hier sind jedoch nur detaillierte Daten älterer Flugzeuge zu finden. Als weitere Quelle ist hier das Werk von **Torenbeek 88**, „*Synthesis of subsonic airplane design*“ zu nennen. Viele Gleichungen für die Berechnung von Massedaten sind aus dem Skript zur Vorlesung im Flugzeugentwurf aus **Scholz 99** entnommen.

## 1.3 Aufbau der Arbeit

- Der Hauptteil dieser Projektarbeit enthält **die Ausführungen** zum Thema:

**Abschnitt 2** Abschnitt 2 enthält die Beschreibung der Masseprognose nach **Raymer**. Es wird dabei auf die Aufteilung der Massegruppen eingegangen, sowie auf die Berechnungsdaten. Des Weiteren werden die für die Prognose benötigten Parameter erläutert.

**Abschnitt 3** Abschnitt 3 befasst sich mit der Masseprognose für Passagierflugzeuge. Es werden zunächst zahlreiche Passagierflugzeuge allgemein überprüft. Danach werden detaillierte Massegruppen einiger ausgewählter Flugzeuge ermittelt und mit den Ergebnissen der Prognose verglichen. Nach diesen Voruntersuchungen werden dann neue Faktoren für diese Flugzeuge gesucht, um eine Optimierung zu erreichen. Für die nicht detailliert betrachteten Flugzeuge wird dann eine Möglichkeit der Optimierung des Gesamtergebnisses ermittelt.

**Abschnitt 4** Abschnitt 4 befasst sich mit der Masseprognose der von mir ausgewählten Businessjets. Der Ablauf ist ähnlich dem nach **Abschnitt 3**.

**Anhang A** enthält sämtlich Flugzeugdaten der betrachteten Passagierflugzeuge und gibt an, woher sie bezogen wurden.

**Anhang B** enthält sämtliche Flugzeugdaten der von mir betrachteten Businessjets und gibt an, woher sie bezogen wurden.

**Anhang C** enthält die Dreiseitenansichten der Passagierflugzeuge und gibt Informationen über die Flugzeuge an.

**Anhang D** enthält die Dreiseitenansichten der Businessjets und gibt Informationen über die Flugzeuge an.

## 2 Beschreibung der Masseprognose nach Raymer

### 2.1 Klassifizierung der Masseprognosen

Im Flugzeugbau spielt die Masse eines Flugzeugs eine entscheidende Rolle. Sie wird benötigt zur Berechnung der Flugleistung und ist im Entwurfsstadium eines neuen Flugzeugs oft Ausgangspunkt für eine Kostenabschätzung. Um die Masse eines Flugzeugs im frühen Stadium des Entwurfs abschätzen zu können, werden im Flugzeugbau Masseprognosen angewendet, die in verschiedene Genauigkeitsstufen unterteilt werden. Hierbei wird zwischen *Class I* und *Class II* Methoden unterschieden, wobei *Class II* Methoden weitaus detaillierter und genauer sind. Die hier betrachtete Methode nach **Raymer** ist eine *Class I* Methode. Ziel der Masseprognose ist aber nicht nur die Abschätzung der gesamten Flugzeugmasse, sondern vielmehr auch die Vorhersage der einzelnen Massekomponenten, um Schwerpunkte und Positionen von Bauteilgruppen wie beispielsweise Flügelpositionen zu bestimmen. Aus diesem Grund sollten Masseprognosen schon einen bestimmten Detaillierungsgrad besitzen, wie im Folgenden dargestellt wird.

### 2.2 Masseaufteilung nach DIN 9020 und ATA 100

In **Bild 2.1** ist eine sehr einfache Masseaufteilung für den Entwurf in Anlehnung an **DIN 9020 und ATA 100** dargestellt, die diesem Detaillierungsgrad entspricht

	Flügel (wing) $m_W$ ,
+	Rumpf (fuselage) $m_F$ ,
+	Höhenleitwerk (horizontal tail) $m_H$ ,
+	Seitenleitwerk (vertical tail) $m_V$ ,
+	Bugfahrwerk (nose landing gear) $m_{LG,N}$ ,
+	Hauptfahrwerk (main landing gear) $m_{LG,M}$ ,
+	Triebwerksgondel (nacelle) $m_N$
=	Struktur (structure)
+	Triebwerk, installiert (power plant, installed) $m_{E,inst}$
+	Flugzeugsysteme (aircraft systems) $m_{SYS}$
=	Hersteller-Leermasse ( $\Rightarrow$ manufacturer's empty weight, MEW) $m_{ME}$
+	Ausrüstung und Besatzung ( $\Rightarrow$ standard and operational items)
=	Betriebsleermasse ( $\Rightarrow$ operational empty weight, OE) $m_{OE}$

**Bild 2.1** Massegruppen einer sehr einfachen Masseaufteilung in nach **DIN 9020 und ATA 100** aus **Scholz 1999**

Dabei wird die Strukturmasse des Flugzeugs aus der Summe der Einzelmassen, bestehend aus Flügel, Rumpf, Höhenleitwerk, Seitenleitwerk, Bugfahrwerk, Hauptfahrwerk und Triebwerksgondel berechnet. Zusammen mit den installierten Triebwerken und den Flugzeugsystemen lässt sich die Herstellerleermasse berechnen. Um die Betriebsleermasse zu bestimmen, wird noch die Masse der Ausrüstung und der Besatzung (*standard and operational items*) addiert.

Zu den *standard items* gehören nach **ATA 100**:

*“Unusable fuel and other unusable fluids*

*Engine oil*

*Toilet fluid and chemical*

*Fire extinguishers, pyrotechnics, emergency oxygen equipment*

*Structure in galley, buffet and bar*

*Supplementary electronic equipment.”*

Zu den *operational items* gehören nach **ATA 100**:

*“Crew and baggage.*

*Manuals and navigational equipment.*

*Removable service equipment for cabin, galley, and bar.*

*Food and beverages, including Liquor.*

*Useable fluids other than those in useful load.*

*Life rafts, life vests and emergency transmitters.*

*Aircraft cargo handling System and cargo container.”*

Viele Firmen benutzen auch firmeneigene Masseaufteilungen, die andere Aufteilungen bevorzugen.



## 2.3 Masseaufteilung nach Raymer

Approximate empty weight buildup					
Item	Fighters	Transports and bombers	General aviation	Multiplier <sup>a</sup>	Approximate location
Wing	9.0	10.0	2.5	$S_{\text{exposed planform}} \text{ ft}^2$	40% MAC
Horizontal tail	4.0	5.5	2.0	$S_{\text{exposed planform}} \text{ ft}^2$	40% MAC
Vertical tail	5.3	5.5	2.0	$S_{\text{exposed planform}} \text{ ft}^2$	40% MAC
Fuselage	4.8	5.0	1.4	$S_{\text{wetted area}} \text{ ft}^2$	40-50% length
Landing gear <sup>b</sup>	.033	.043	.057	TOGW (lb)	–
	.045 Navy				
Installed engine	1.3	1.3	1.4	Engine weight (lb)	–
“All-else empty”	.17	.17	.10	TOGW (lb)	40-50% length

<sup>a</sup>Results are in pounds.

<sup>b</sup>15% to nose gear; 85% to main gear.

**Bild 2.2** Class I Masseprognose aus Raymer 1992

In **Bild 2.2** ist eine *Class I* Masseprognose nach **Raymer** dargestellt. Bevor die Berechnungsdaten dieser Masseprognose erläutert werden, soll hier zunächst die Masseaufteilung genauer betrachtet werden. **Raymer** betrachtet die Massegruppe der Triebwerksgondel und der Systeme, sowie die Massegruppe der Ausrüstung und Besatzung nicht separat. Anstelle dessen führt er eine Massegruppe ein, in der alle nicht separat betrachteten Massegruppen enthalten sind und bezeichnet diese mit „*All else empty*“. In Anlehnung an die nach **ATA 100** beschriebene Massegruppenaufteilung wird daher angenommen, dass diese Massegruppe die Systeme, die Ausrüstung und Besatzung, sowie die Triebwerksgondel enthält. Die Massen von Bug- und Hauptfahrwerk werden im Verhältnis 15:85 beschrieben.

## 2.4 Berechnungsdaten der Masseprognose

Im Folgenden soll jetzt auf die Berechnungsdaten der Masseprognose eingegangen werden. **Tabelle 2.1** enthält die Masseprognose nach **Raymer**, angepasst an die Betrachtung aus **Abschnitt 2.2** und umgerechnet auf das Internationale Einheiten System (SI-Einheiten System).

**Tabelle 2.1:** Masseprognose nach **Raymer** angepasst an SI-Einheiten

	Faktor		Referenzparameter		Masse[kg]	
	Transport	allgemeine Luftfahrt	Name	Wert	Transport	allgemeine Luftfahrt
Flügel	49	12,2	$S_{\text{exp,W}} \text{ [m}^2\text{]}$		„Faktor“	• „Wert“
Rumpf	24	6,8	$S_{\text{wet,f}} \text{ [m}^2\text{]}$		„Faktor“	• „Wert“
Höhenleitwerk	27	9,8	$S_{\text{exp,H}} \text{ [m}^2\text{]}$		„Faktor“	• „Wert“
Seitenleitwerk	27	9,8	$S_{\text{exp,V}} \text{ [m}^2\text{]}$		„Faktor“	• „Wert“
Bugfahrwerk	0,006	0,009	$m_{\text{MTO}} \text{ [kg]}$		„Faktor“	• „Wert“
Hauptfahrwerk	0,037	0,048	$m_{\text{MTO}} \text{ [kg]}$		„Faktor“	• „Wert“

Struktur	-	-	-	-	Summe
Triebwerksgruppe	1,3	1,4	$m_E$ [kg]		„Faktor“ • „Wert“
Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Trieb- werksgondel	0,17	0,10	$m_{MTO}$ [kg]		„Faktor“ • „Wert“
$m_{OE}$	-	-	-	-	Summe

Bei **Raymer** wird die Betriebsleermasse (*operating empty weight*)  $m_{OE}$  eines Flugzeugs allein dadurch abgeschätzt, dass die einzelnen Massegruppen des Flugzeugs durch Multiplikation mit nur einem Faktor und einem zugehörigen Referenzparameter berechnet werden. Die Summe aller Massegruppen liefert dann die Betriebsleermasse (*operating empty weight*)  $m_{OE}$  des Flugzeugs.

Als Referenzparameter wird für den Rumpf die benetzte Oberfläche angesetzt (*fuselage wetted area*)  $S_{wet,f}$ . Das ist die Oberfläche des Rumpfes, die der Luftumströmung ausgesetzt ist. Für den Flügel, das Höhen- und Seitenleitwerk wird die tatsächlich freiliegende Fläche verwendet (*exposed area*)  $S_{exp}$ . Auf diese beiden Parameter wird später noch genauer eingegangen. Für die Gruppe der installierten Triebwerke wird als Referenzparameter die Triebwerkstrockenmasse (*engine dry empty weight*)  $m_E$  verwendet. Alle anderen Massegruppen werden aus dem maximalen Abfluggewicht (*maximum take off weight*)  $m_{MTO}$  ermittelt.

In dieser Tabelle werden für die Berechnung drei Flugzeugkategorien unterschieden. *Fighters, transports and bombers*, sowie *general aviation*. In dieser Arbeit werden nur die beiden letzten Kategorien untersucht. Für die Kategorie der Transportflugzeuge (*transports*) werden hier Passagierflugzeuge betrachtet und für die Gruppe der allgemeinen Flugzeuge (*general aviation*), die für kleinere Flugzeuge bis zur Größenordnung der Geschäftsflugzeuge (*business jet*) gilt, werden Businessjets betrachtet. Es sei hier bereits erwähnt, dass die Aufteilung der Flugzeugkategorien nach **Raymer** sehr allgemein formuliert ist. Es gibt hierfür differenziertere Möglichkeiten, auf Grund des umfangreichen Pensums an vorhandenen Luftfahrzeugen. Eine Möglichkeit der differenzierteren Aufteilung wird im Skript zur Vorlesung im Flugzeugentwurf **Scholz 99** beschrieben (siehe **Verzeichnis der Begriffe und Definitionen**). Um eine Masseprognose durchführen zu können, müssen folgende Parameter zu Beginn ermittelt werden, beziehungsweise müssen bekannt sein:

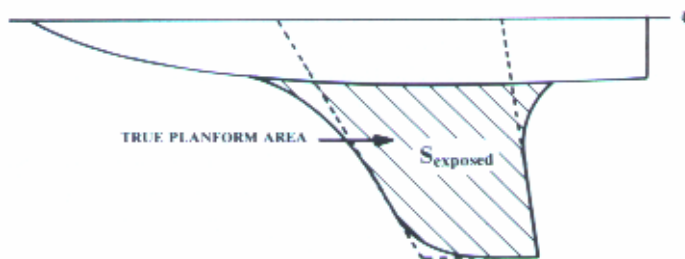
- Flügelfläche (*wing area*)  $S_W$ ,
- freiliegende Flügelfläche ohne den Anteil von  $S_W$  im Rumpf (*exposed area, wing*)  $S_{exp,W}$ ,
- Höhenleitwerksfläche (*horizontal tailplane*)  $S_H$ ,
- freiliegende Höhenleitwerksfläche ohne den Anteil von  $S_{HTP}$  im Rumpf (*exposed area, horizontal tailplane*)  $S_{exp,H}$ ,

- Seitenleitwerksfläche (*vertical tailplane*)  $S_V$ ,
- freiliegende Seitenleitwerksfläche ohne den Anteil von  $S_V$  im Rumpf (*exposed area, vertical tailplane*)  $S_{exp,V}$ ,
- benetzte Rumpfoberfläche (*wetted area, fuselage*)  $S_{wet,F}$ ,
- Betriebsleermasse (*operating empty weight*)  $m_{OE}$ ,
- maximale Startmasse (*maximum take off weight*)  $m_{MTO}$ ,
- Triebwerkstrockenmasse  $m_E$ .

## 2.5 Bestimmung der Flächenreferenzparameter

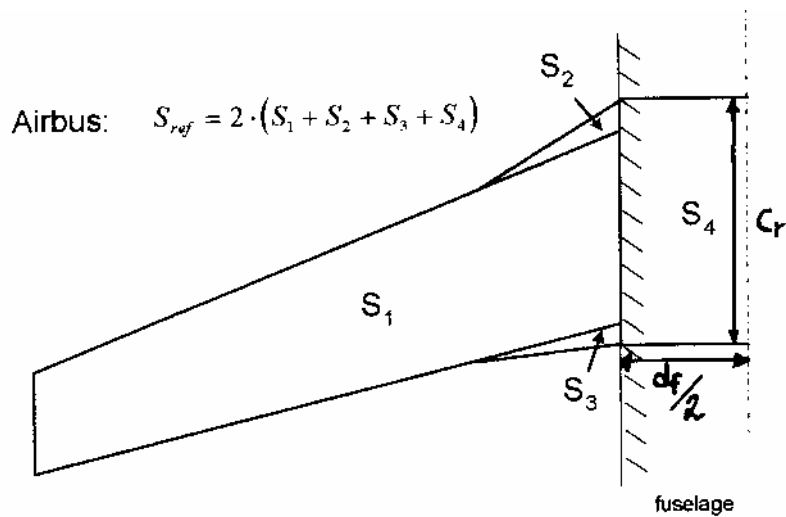
### 2.5.1 Bestimmung der freiliegenden Flügelfläche $S_{exp,W}$

Zur Definition der Flügelfläche zählt beim Tragflügel nicht nur der sichtbare Teil des Flügels, sondern auch der Teil im Inneren des Rumpfes. Die Flugzeughersteller benutzen unterschiedliche firmeneigene Definitionen der Flügelfläche. In diesem Zusammenhang wird auch der Begriff einer Referenzflügelfläche  $S_{ref}$  verwendet. Bei der Bestimmung der Fläche  $S_{exp,W}$  (**Bild 2.3**) müssen die Rumpfanteile von den Tragflächenangaben abgezogen werden.



**Bild 2.3**  $S_{exp,W}$  für den Flügel aus Raymer1992

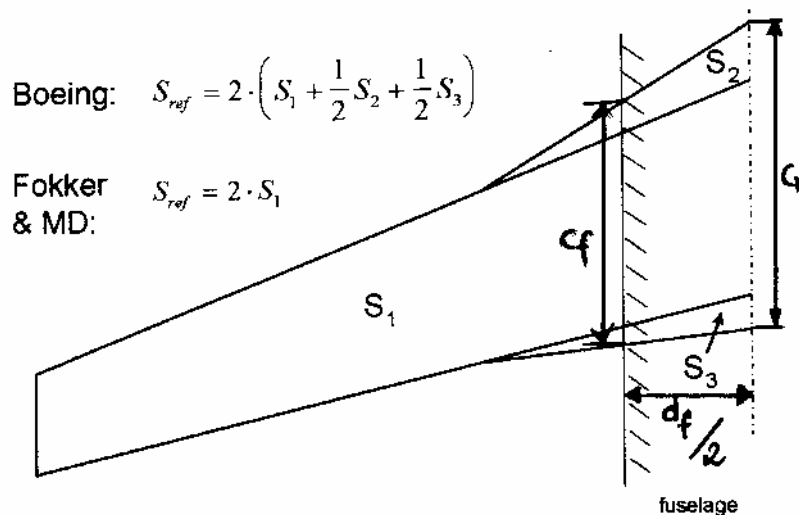
Bei Airbus besteht dabei der innere Teil lediglich aus einem Rechteck (**Bild 2.4**), da die Profiltiefe an der Flügelwurzel  $c_r$  (*chord, root*) in der Mitte des Rumpfes mit der Profiltiefe am Rumpfanschluss übereinstimmt. Dieser Wert wird mit dem Rumpfdurchmesser  $d_f$  multipliziert. Das Produkt kann dann von dem Referenzwert der Flügelfläche abgezogen werden, um so die gesuchte Fläche  $S_{exp,W}$  nach Gl. (2.1) zu erhalten.



**Bild 2.4** Definition der Referenzflügelfläche nach *Airbus*

$$S_{exp,W} = S_{ref} - d_f \cdot c_r \quad (2.1)$$

Bei *Boeing*, *McDonnell Douglas* (MD) und *Fokker* ist die Referenzflügelfläche anders definiert (**Bild 2.5**). Die Profiltiefe an der Flügelwurzel  $c_r$  in der Rumpfmittle entspricht hier nicht mehr dem Wert der Profiltiefe am Rumpfanschluss  $c_f$  (*chord, fuselage*). Dieser Wert wird hier als Hilfsgröße eingeführt.



**Bild 2.5** Definition der Referenzflügelfläche nach *Boeing*, *McDonnell Douglas* und *Fokker*

Um auch hier wieder einen Wert für die gesuchte Fläche  $S_{exp,W}$  für die betrachteten Boeingflugzeuge zu bekommen, werden hier die beiden Trapezflächen der rechten und der linken (in Bild nicht dargestellt aber symmetriegleichen) Rumpfhälfte vom Wert der Referenzflü-

gelfläche abgezogen. Die gesuchte Fläche  $S_{exp,W}$  berechnet sich dann mit der Trapezformel wie folgt:

$$S_{exp,W} = S_{ref} - 2 \cdot \left( \frac{c_r + c_f}{2} \cdot \frac{d_f}{2} \right)$$

Zusammengefasst ergibt sich:

$$S_{exp,W} = S_{ref} - \frac{(c_r + c_f) \cdot d_f}{2} \quad (2.2)$$

Flugzeuge, die weder in die Kategorie Airbus, noch in die Kategorie Boeing, fallen, werden in dieser Arbeit nach der Airbusmethode berechnet, da von anderen Flugzeugherstellern die Definitionen nicht bekannt sind.

### 2.5.2 Bestimmung der benetzten Rumpfoberfläche $S_{wet,F}$

Für die Bestimmung der benetzten Rumpffläche gibt es verschiedene Möglichkeiten. In dieser Arbeit wird die benetzte Rumpfoberfläche nach der Methode von **Torenbeek** berechnet. Die Berechnung der benetzten Fläche von Rümpfen mit zylindrischem Mittelteil ist für  $\lambda_F \geq 4,5$

$$S_{wet,f} = \pi \cdot d_F \cdot l_F \cdot \left( 1 - \frac{2}{\lambda_F} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left( 1 + \frac{1}{\lambda_F^2} \right) \quad (2.3)$$

$d_F$  Rumpfdurchmesser in [m], für nicht kreisförmige Rümpfe wird  $d_F$  berechnet aus dem Rumpfumfang  $P_F$  mit  $d_F = P_F / \pi$ ,

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

$l_F$  Länge des Rumpfes in [m].

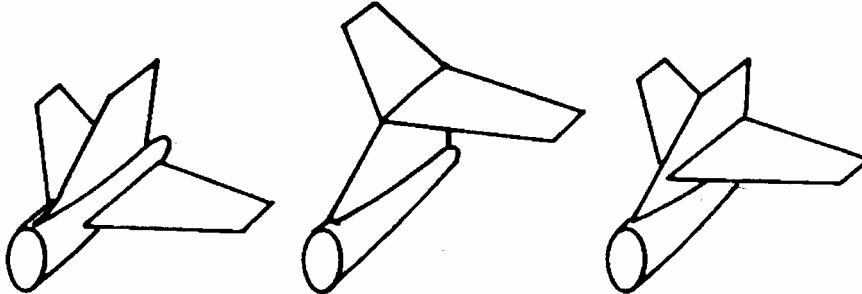
Die benetzte Fläche von stromlinienförmigen Rümpfen ohne zylindrischem Mittelteil ist nach **Torenbeek** folgendermaßen zu berechnen:

$$S_{wet,f} = \pi \cdot d_F \cdot l_F \cdot \left( 0,5 + 0,135 \frac{l_n}{l_F} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left( 1,015 + \frac{0,3}{\lambda_F^{1,5}} \right) \quad (2.4)$$

$l_n$  Abstand von der Flugzeugnase in Flugzeuglängsrichtung bis zum Beginn des zylindrischen Teils in [m].

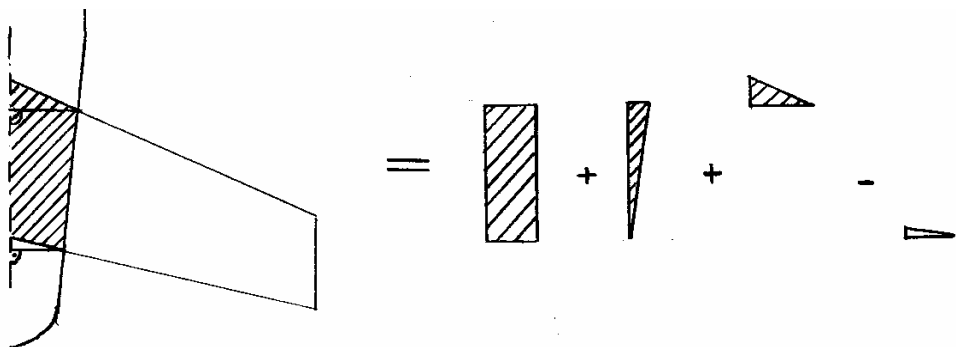
### 2.5.3 Bestimmung der freiliegenden Höhenleitwerksfläche $S_{exp,H}$

Die in dieser Arbeit betrachteten Passagierflugzeuge besitzen konventionelle Leitwerksformen, während die Businessflugzeuge T-Leitwerke oder Leitwerke mit einer Kreuzform besitzen (**Bild 2.6**).

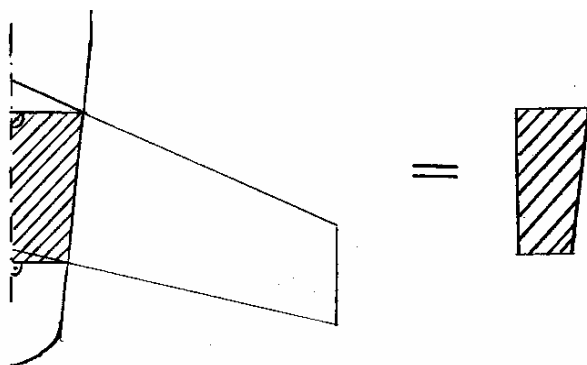


**Bild 2.6** konventionelles Leitwerk (links), T-Leitwerk (mitte), Leitwerk mit Kreuzform (rechts)

Bei Flugzeugen mit konventionellen Leitwerken wird angenommen, dass beim Höhenleitwerk die Definitionen der Referenzflächen der des Flügels entsprechen. Da der Rumpfdurchmesser im Bereich des Höhenleitwerks bereits wesentlich schmaler ist, als im Flügelbereich und zudem keine Daten über die Rumpfdicke in dem Bereich, sowie selten Daten über die Profiltiefe an der Höhenleitwerkswurzel zu erhalten sind, wird im folgenden ein prozentualer Anteil der Leitwerksfläche im Rumpfanteil ermittelt. In Anlehnung an die Definition der Flügelfläche noch **Bild 2.4** wird dieses einmal für ein Leitwerk eines Airbusflugzeuges errechnet und einmal für ein Flugzeug der Firma Boeing nach **Bild 2.5**. Die errechneten Prozentwerte werden dann für die verwendeten Flugzeugtypen übernommen und von den gegebenen Flächenangaben abgezogen, um so eine recht gute Annäherung für die Fläche  $S_{exp,H}$  zu bekommen. Die erforderlichen Maße werden aus den Dreiseitenansichten aus **Anhang A** ermittelt.



**Bild 2.7** Ermittlung des Höhenleitwerksanteils im Rumpf für Flugzeuge nach *Boeing*



**Bild 2.8** Ermittlung des Höhenleitwerksanteils im Rumpf für Flugzeuge nach *Airbus*

Die Teilflächen lassen sich für Boeingflugzeuge mit einfachen Formeln für Dreiecke- und Rechtecke und für Airbusflugzeuge mit Hilfe der Trapezformel berechnen. Die einzelnen detaillierten Maße sind aus den Dreiseitenansichten abgemessen worden. Anschließend ist die Fläche für die andere Leitwerksseite zu verdoppeln. Das Ergebnis liefert dann den gesuchten Anteil der Höhenleitwerksfläche, der von den Literaturangaben der Höhenleitwerksflächen jeweils abzuziehen ist.

Für den Airbus A320 und die Boeing 757 ergaben sich dabei folgende Werte:

**Tabelle 2.2** Höhenleitwerksflächenanteil im Rumpf

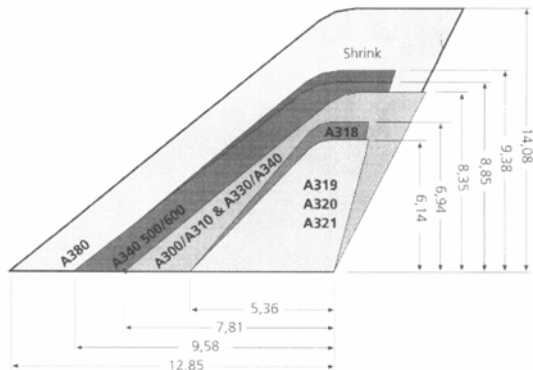
	Höhenleitwerksanteil im Rumpf [m <sup>2</sup> ]	Höhenleitwerksfläche aus Datensammlung [m <sup>2</sup> ]	Rumpfanteil in %
A320	6,43	31	20,7
Boeing 757	13,2	62,89	21,0

Bei den betrachteten Businessflugzeugen werden die Höhenleitwerksflächenangaben der Literatur benutzt, da das Höhenleitwerk bei T-Leitwerken keinen Anteil im Rumpf besitzt und der Anteil des Seitenleitwerks bei Leitwerken mit Kreuzform nur einen sehr geringen Anteil im Vergleich zur Höhenleitwerksfläche ausmacht.

#### 2.5.4 Bestimmung der freiliegenden Seitenleitwerksfläche $S_{exp,V}$

Der Anteil der Seitenleitwerksfläche im Rumpf ist im Vergleich zur gesamten Seitenleitwerksfläche gering. Durch eine Überprüfung der sichtbaren Seitenleitwerksfläche mit Hilfe der Dreiseitenansichten konnte keine wesentliche Abweichung zu den Literaturangaben festgestellt werden. **Bild 2.9** zeigt die Leitwerksgrößen sämtlicher Airbusmodelle. Aus dem Bild geht jedoch nicht hervor, wie die bei Airbus die Referenzfläche für das Seitenleitwerk definiert ist. Anhand des Airbusmodels A320 wird im Folgenden mit Hilfe der Trapezformel nach Gl.(2.3) die dargestellte Leitwerksgröße nachgerechnet, um einen Vergleichswert mit

der Literaturangabe zu bekommen. Die hierfür benötigte Leitwerkstiefe an der Spitze  $c_t$  (*chord, tip*) wurde aus dem Bild abgemessen.



**Bild 2.9** Seitenleitwerksbaugrößen bei Airbus

$$S_v = \frac{(5,36m + 1,7m)}{2} \cdot 6,14m = 21,67m^2 \quad (2.5)$$

**Tabelle 2.3** Seitenleitwerksfläche der A320

	Seitenleitwerksfläche aus Datensammlung [m <sup>2</sup> ]	Seitenleitwerksfläche aus Dreiseitenansicht [m <sup>2</sup> ]	Seitenleitwerksfläche aus <b>Bild 2.9</b> [m <sup>2</sup> ]
A340	21,50	21,00	21,67

Aus diesem Vergleich wird angenommen, dass sich die Angaben der Literatur mit der gesuchten Leitwerksfläche weitestgehend decken. Diese beruht jedoch auf einer Annahme. Angaben über die Referenzflächendefinitionen von Seitenleitwerken waren nicht verfügbar. Für die gesuchte Größe, der freiliegenden Seitenleitwerksfläche wird deshalb die Referenzfläche verwendet.



### 3 Masseprognose für Passagierflugzeuge

Mit Hilfe der im **Anhang A** gesammelten Flugzeugdaten und den Betrachtungen aus **2.4-2.4.5** kann jetzt eine erste Überprüfung der Masseprognose nach **Raymer** für Passagierflugzeuge durchgeführt werden.

#### 3.1 Allgemeine Überprüfung der Masseprognose anhand ausgewählter Passagierflugzeuge

**Tabelle 3.1:** Überprüfung der Betriebsleermasse für Passagierflugzeuge

	$S_{exp,W}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{exp,H}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{exp,V}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{wet,f}$ [m <sup>2</sup> ] *	$m_{MTO}$ [kg]	$m_{OE}$ [kg]	$m_{Trw.,ges}$ [kg]
A300-600	206,98	50,75	45,20	814,97	165000	79210	8288
A310-300	171,73	50,75	45,20	670,43	150000	80237	8288
A318-100	98,42	24,58	21,50	333,13	59000	39035	3720
A319-100	98,42	24,58	21,50	363,46	64000	40160	4532
A320-200	98,42	24,58	21,50	410,40	73500	41310	4518
A330-300	303,54	55,51	45,20	975,04	212000	118511	9636
A340-300	303,54	55,51	45,20	978,94	253500	126061	9968
A380	702,52	166,53	120	1480,48	548000	275000	25748
B737-300	85,25	24,73	23,13	331,54	56472	31895	3880
B737-500	85,25	24,73	23,13	302,29	52390	30953	3880
B747-400	486,24	107,91	77,10	1293,85	362875	181030	16576

B757-200	152,63	49,68	45,98	511,29	99790	58325	6622
B757-300	152,63	49,68	45,98	598,00	108860	63655	6622
B767-200	241,3	61,37	46,14	626,04	156490	84685	8288
B767-300	241,3	61,37	46,14	724,75	172365	90535	8288
B777-200	343,1	80,0	53,23	1035,95	229575	140615	15118
B777-300	343,1	80,0	53,23	1223,55	263080	158170	12670
BoeingMD11	274,37	67,52	56,21	935,37	273314	130165	12792
ILYUSHIN296M	325,02	74,84	61	977,74	270000	132400	13244

\* Nach Gl.(2.3)

Am Beispiel der A310-300 ist hier eine detailliert Masseprognose mit den Daten aus **Tabelle 3.1** dargestellt.

**Tabelle 3.2** Detaillierte Masseprognose der A310-300

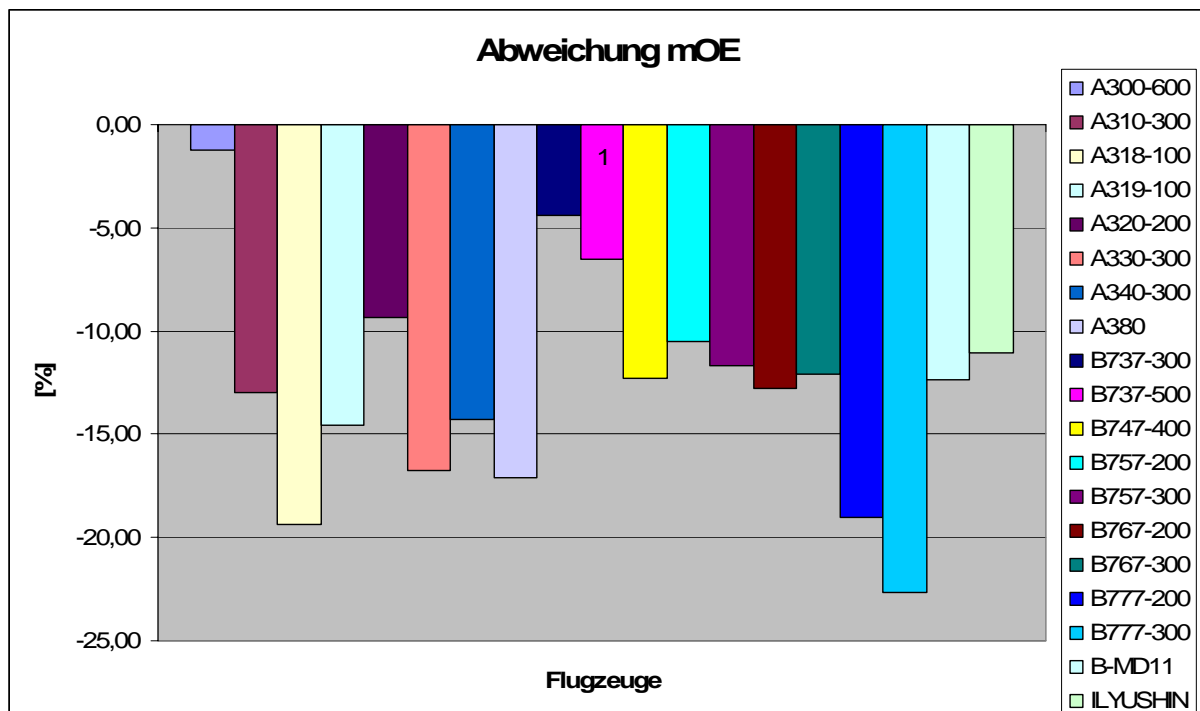
A 310-300	Faktor	Referenzparameter		Masse[kg]
	Transport	Name	Wert	Transport
wing	49	$S_{exp,W}$ [m <sup>2</sup> ]	171,73	8414,77
fuselage	24	$S_{wet,f}$ [m <sup>2</sup> ]	670,43	16090,33
horizontal tail	27	$S_{exp,H}$ [m <sup>2</sup> ]	50,75	1370,25
vertical tail	27	$S_{exp,V}$ [m <sup>2</sup> ]	45,20	1220,40
nose gear	0,006	$m_{MTO}$ [kg]	150000	900
main gear	0,037	$m_{MTO}$ [kg]	150000	5550
structure	-	-	-	$\Sigma$ 33545,75
power plant	1,3	$m_E$ [kg]	8288	10774,40
„all else empty“	0,17	$m_{MTO}$ [kg]	150000	25500
$m_{OE}$ Raymer	-	-	-	$\Sigma$ 69820,15
$m_{OE}$				80237

Nach dieser ersten Überprüfung ergeben sich folgende Abweichungen von der Betriebsleermasse für die betrachteten Flugzeuge

**Tabelle 3.3** Abweichungen der Betriebsleermassen der Passagierflugzeuge

	$m_{OE}$ [kg]	$m_{OE}$ Raymer [kg]	Abweichung %
A300-600	79210	78211,48	-1,26
A310-300	80237	69820,15	-12,98

A318-100	39035	31464,97	-19,39
A319-100	40160	34313,44	-14,56
A320-200	41310	37445,13	-9,36
A330-300	118511	98676,48	-16,74
A340-300	126061	108040,97	-14,29
A380	275000	227887,68	-17,13
B737-300	31895	30498,94	-4,38
B737-500	30953	28927,59	-6,54
B747-400	181030	160059,55	-11,58
B757-200	58325	52196,44	-10,51
B757-300	63655	56209,53	-11,70
B767-200	84685	73858,17	-12,78
B767-300	90535	79608,59	-12,07
B777-200	140615	113824,67	-19,05
B777-300	158170	122281,23	-22,69
Boeing MD11	130165	114079,25	-12,36
ILYUSHIN 2-96-M	132400	117786,58	-11,04



**Bild 3.1** Abweichung der Betriebsleermasse für Passagierflugzeuge im Überblick

Besonders auffällig ist, dass sämtliche Prognosen Werte ergaben, die unterhalb der tatsächlichen Werte der Betriebsleermassen liegen.

### 3.2 Vergleichsmassen für die Masseprognose

Um für die Masseprognose einen Vergleich der mit den tatsächlichen Massen der einzelnen Gruppen zu bekommen werden im folgenden Flugzeuge ausgewählt, für die Daten bekannt sind.

Zur Verfügung stehen hierfür die detaillierten Massedaten der Passagierflugzeuge A340-300 und A320-200, die der Diplomarbeit „*Vergleich verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf*“ von **Eurico J. Fernandes da Moura** entnommen wurden.

Des Weiteren werden mit Hilfe der Gleichungen aus **Torenbeek 88** die Massegruppen der Flugzeuge A300-600, A310-300, A319-100, B737-300 und B737-500 ermittelt.

### 3.2.1 Massegruppen der Flugzeuge A340-300 und A320-200

**Tabelle 3.4** Massegruppen mit den tatsächlichen Massen der A320-200 und A340-300

	<b>A320-200</b> [kg]	<b>A340-300</b> [kg]
Flügel	6278,58	27171,10
Rumpf	9259,29	25629,59
Höhenleitwerk	670,57	2307,58
Seitenleitwerk	463,51	1196,70
Fahrwerk	2347,47	8788,06
Triebwerksgondel	2123,92	5170,54
Installierte Triebwerke	6706,65	15902,60
Flugzeugsysteme	7959,41	25087,00
Summe $\Sigma$	35809,4	111253,17
$m_{OE}$	41310	126061
Differenz	5500,60	14807,83

Addiert man alle Massegruppen, so soll das die Betriebsleermasse des jeweiligen Flugzeuges ergeben um nach **Tabelle 2.1** und der dortigen Aufteilung der Massegruppen eine Masseprognose nach **Raymer** durchführen zu können. Tatsächlich ergeben sich hier jedoch große Differenzen. Das liegt vermutlich daran, dass Airbus firmeneigene Masseaufteilungen benutzt. Zu der Masse der Flugzeugsysteme muss nach **Raymer** noch der Anteil für Besatzung und Ausrüstung addiert werden. Um mit den Daten arbeiten zu können, wird die Differenz zu „*all else empty*“ hinzuaddiert. Geht man weiter davon aus, dass sich die Anteile aus Haupt- und Bugfahrwerk wie 85:15 verhalten, so ergibt sich folgende Masseverteilung der beiden Flugzeuge:

**Tabelle 3.5** Massen der A320-200 und A340-300, angepasst an die Masseprognoseaufteilung

	<b>A320-200</b> [kg]	<b>A340-300</b> [kg]
Flügel [kg]	6278,58	27171,10
Rumpf [kg]	9259,29	25629,59
Höhenleitwerk [kg]	670,57	2307,58
Seitenleitwerk [kg]	463,51	1196,70
Bugfahrwerk [kg]	352,12	1318,21
Hauptfahrwerk [kg]	1995,35	7469,85
Installierte Triebwerke[kg]	6706,65	15902,60
Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Triebwerksgondel[kg]	15583,93	45065,37

### 3.2.2 Massegruppen der Flugzeuge A300-600, A310-300, A319-100, B737-300, B737-500 und B747-400

„**Torenbeek** bezieht seine Daten aus einer großen Zahl verschiedener Veröffentlichungen. Insbesondere wurden Veröffentlichungen der International Society of Allied Weight Engineers genutzt.“ Aus **Scholz 99**

#### Flügelmasse $m_W$ nach **Torenbeek**

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

$$b_{ref} = 1,905 \text{ m} \quad (3.1)$$

strukturelle Spannweite (*structural span*) ist:

$$b_s = \frac{b}{\cos \varphi_{50}} \quad (3.2)$$

$b$  Spannweite [m]

$\varphi_{50}$  Pfeilwinkel bei 50% Flügeltiefe, zu berechnen aus der Pfeilung bei 25% Flügeltiefe nach (GL3.3)

Umrechnung der Pfeilung einer  $m\%$ -Linie auf die Pfeilung einer  $n\%$ -Linie (m und n sind die %-Angaben):

$$\tan \varphi_n = \tan \varphi_m - \frac{4}{A} \left[ \frac{n-m}{100} \cdot \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \right] \quad (3.3)$$

$\lambda$  Zuspitzung, zu berechnen mit:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3.4)$$

$A$  Streckung des Flügels, zu berechnen mit:

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (3.5)$$

$b$  Spannweite [m]

$c_t$  Profiltiefe an der Flügelspitze [m]

$c_r$  Profiltiefe an der Flügelwurzel [m]

Der Bruchlastfaktor (*ultimate load factor*) ist:

$$n_{ult} \approx 1,5 \cdot n_{lim} \quad (3.6)$$

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

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

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

**Bild 3.2** Auszug 1 aus **JAR-23** und **JAR-25**

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

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

**Bild 3.3** Auszug 2 aus **JAR-23** und **JAR-25**



$S_W$ [m <sup>2</sup> ]	260	219	122,4	105,4	105,4	588
$b_s/t_r$	40	40	40	40	40	40
$\varphi_{25}$ [°]	28	28	24,96	25	25	37
$\varphi_{50}$ [°]	25,28	24,93	21,84	21,25	21,25	33,49
$\lambda$	0,37	0,2595	0,24	0,24	0,24	0,213
$b_s$ [m]	49,59	48,41	36,73	30,99	30,99	77,26
$A$	7,73	8,80	9,49	7,91	7,91	7,06
$b$ [m]	44,84	43,90	34,09	28,88	28,88	64,44
<b>Flügelmasse</b> [kg]	<b>18228,82</b>	<b>15540,33</b>	<b>6691,93</b>	<b>5048,82</b>	<b>4964,37</b>	<b>50129,62</b>

Tabelle wurde mit Daten der Flugzeuge aus **Anhang A** errechnet.

### **Rumpfmasse** $m_F$ nach **Torenbeek**

Für Sturzfluggeschwindigkeiten  $V_D > 250 \text{ kts} (= 128,6 \frac{\text{m}}{\text{s}})$  EAS ist:

$$m_F = 0,23 \cdot \sqrt{V_D \cdot \frac{l_H}{w_F + h_F}} \cdot S^{1,2}_{F,wet} \quad (3.9)$$

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

$l_H$ : Abstand der 25%-Punkte auf der mittleren aerodynamischen Profilsehne von Flügel und Höhenleitwerk in [m],

$h_F$ : maximale Höhe des Rumpfes (*fuselage height*) in [m],

$w_F$ : maximale Breite des Rumpfes (*fuselage width*) in [m],

$S_{F,wet}$ : benetzte Rumpfoberfläche berechnet nach **Tabelle.**,

$V_D$ : die Sturzfluggeschwindigkeit (dive speed) in [m/s].

$$V_D = M_D \cdot a \quad (3.10)$$

mit :



$$a = a_0 \cdot \sqrt{T/T_0} \quad (3.11)$$

und:

$$a_0 = 340,294 \frac{m}{s}$$

$$T_0 = 288,15k$$

$T$  Temperatur in Reiseflughöhe in [k]

$a$  Schallgeschwindigkeit

$M_D$  Sturzflugmachzahl (*dive mach number*). Nach **JAR-23.335(b)** bzw. **JAR-25.335(b)** und Praxiserfahrung ist  $M_D$  0,05...0,09 höher als  $M_C$ . Dieser Wert wird hier mit 0,07 angenommen

Falls  $h_{CR} < 11km$  gilt:

$$T = T_0 - 6,5 \frac{k}{km} \cdot h_{CR} \quad (3.12)$$

Falls  $h_{CR} \geq 11km$  gilt:

$$T = 216,65k$$

$h_{CR}$  Reiseflughöhe [km], hier wird eine durchschnittliche Reiseflughöhe von 25000 ft angenommen, das entspricht 7,62 km

$M_C$ : Reiseflugmachzahl aus **Anhang C**

$S_{wet,f}$  benetzte Rumpfoberfläche aus **Tabelle 3.1**

**Tabelle 3.7** Rumpfmassen nach Gl. (.3.9)

	<b>A300-600</b>	<b>A310-300</b>	<b>A319-100</b>	<b>B737-300</b>	<b>B737-500</b>	<b>B747-400</b>
$l_H$ [m]	25,60	22,50	11,67	14,78	14,00	32,50
$w_F$ [m]	5,64	5,64	3,95	3,76	3,76	6,5
$h_F$ [m]	5,64	5,64	4,14	4,01	4,01	7,33*
$S_{F,wet}$ [m <sup>2</sup> ]	814,97	670,43	363,46	331,54	303,29	1293,85
$M_C$	0,82	0,84	0,82	0,86	0,86	0,92
$V_D$ [m/s]	275,60	281,80	275,60	288,00	288,00	306,57
<u>Rumpfmasse</u> [kg]	<b>17914,69</b>	<b>13435,67</b>	<b>5419,72</b>	<b>5697,62</b>	<b>4983,19</b>	<b>33479,89</b>

\* gemittelt

Tabelle wurde mit Daten der Flugzeuge aus **Anhang A** errechnet.

### Höhenleitwerksmasse $m_H$

Für Sturzfluggeschwindigkeiten  $V_D > 250kts (= 128,6 \frac{m}{s})$  EAS ist:

$$m_H = k_H \cdot S_H \cdot \left( 62 \cdot \frac{S_H^{0,2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos \varphi_{H,50}}} - 2,5 \right) \quad (3.13)$$

- $m_H$  Masse des Höhenleitwerks in [kg],  
 $k_H = 1$  für eine feste Flosse,  
 $k_H = 1,1$  für eine trimmbare Flosse,  
 $S_H$  Höhenleitwerksfläche in [m<sup>2</sup>],  
 $\varphi_{H,50}$  Höhenleitwerkspfeilung der 50%-Linie, berechnet nach Gl(3.3) mit  $\varphi_{H,25}$  aus der Zuspitzung für das Höhenleitwerk  $\lambda_H$  und der Streckung für das Höhenleitwerk  $A_H$  nach GL.(3.5). Hierfür wird noch die Spannweite für das Höhenleitwerk  $b_H$  benötigt.

**Tabelle 3.8** Höhenleitwerksmassen nach Gl.(3.13)

	<b>A300-600</b>	<b>A310-300</b>	<b>A319-100</b>	<b>B737-300</b>	<b>B737-500</b>	<b>B747-400</b>
$k_H$	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1
$S_H$ [m <sup>2</sup> ]	64	64	31	31,31	31,31	136,6
$\varphi_{H,25}$ [°]	34	34	29	30	30	37,5
$\lambda_H$	0,365	0,395	0,303	0,26	0,26	0,25
$b_H$ [m]	16,26	16,26	12,45	12,7	12,7	22,17
$A_H$	4,13	4,13	5,00	5,15	5,15	3,60
$\varphi_{H,50}$ [°]	29,33	29,33	24,10	24,86	24,86	30,99
<u>Höhenleitwerksmasse</u> [kg]	<b>2783,84</b>	<b>2850,42</b>	<b>1126,75</b>	<b>1199,52</b>	<b>1199,52</b>	<b>7871,41</b>

Tabelle wurde mit Daten der Flugzeuge aus **Anhang A** errechnet.

### Seitenleitwerksmasse $m_V$

Für Sturzfluggeschwindigkeiten  $V_D > 250 \text{ kts} (= 128,6 \frac{\text{m}}{\text{s}})$  EAS ist:

$$m_V = k_V \cdot S_V \cdot \left( 62 \cdot \frac{S_V^{0,2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos \varphi_{V,50}}} - 2,5 \right) \quad (3.14)$$

$m_V$  Masse des Seitenleitwerks in [kg],

$$k_V = 1 + 0,15 \cdot \frac{S_H \cdot z_H}{S_V \cdot b_V} \quad (3.15)$$

	für konventionelle Flugzeuge mit Höhenleitwerk am Rumpf ist $k_V = 1$
$S_V$	Seitenleitwerksfläche in [ $\text{m}^2$ ],
$z_H$	senkrechter Abstand von der Wurzel des Seitenleitwerks bis zu der Stelle wo das Höhenleitwerk am Seitenleitwerk befestigt ist in [ $\text{m}$ ]. Zum Beispiel bei T-Leitwerken relevant,
$b_V$	Spannweite des Seitenleitwerks in [ $\text{m}$ ],
$\varphi_{V,50}$	Seitenleitwerkspfeilung der 50%-Linie berechnet nach Gl.(3.3) mit $\varphi_{V,25}$ aus der Zuspitzung für das Seitenleitwerk $\lambda_V$ und der Streckung für das Seitenleitwerk $A_V$

**Tabelle 3.9** Seitenleitwerksmassen nach Gl.(3.14)

	<b>A300-600</b>	<b>A310-300</b>	<b>A319-100</b>	<b>B737-300</b>	<b>B737-500</b>	<b>B747-400</b>
$K_V$	1	1	1	1	1	1
$S_V$ [ $\text{m}^2$ ]	45,20	45,20	21,50	23,18	23,18	77,10
$\varphi_{V,25}$ [ $^\circ$ ]	40	40	34	35	35	45
$\lambda_V$	0,39	0,39	0,334	0,295	0,295	0,34
$A_V$	5,90	5,90	6,35	6,53	6,53	5,00
$\varphi_{V,50}$ [ $^\circ$ ]	37,40	37,40	30,79	31,68	31,68	42,03
<u>Seitenleitwerksmas-</u> <u>se</u> [ $\text{kg}$ ]	<b>1744,01</b>	<b>1785,78</b>	<b>678,38</b>	<b>783,36</b>	<b>783,36</b>	<b>3861,89</b>

Tabelle wurde mit Daten der Flugzeuge aus **Anhang A** errechnet.

### **Fahrwerksmasse** $m_{LG}$

**Tabelle 3.10** Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmassen aus **Torenbeek 88**



$B_{LG}$	0.131	0.131	0.131	0.131	0.131	0.131
$C_{LG}$	0,0190	0,0190	0,0190	0,0190	0,0190	0,0190
$D_{LG}$	$2,23 \cdot 10^{-5}$	$2,23 \cdot 10^{-5}$	$2,23 \cdot 10^{-5}$	$2,23 \cdot 10^{-5}$	$2,23 \cdot 10^{-5}$	$2,23 \cdot 10^{-5}$
$m_{MTO}$ [kg]	165000	150000	64000	56472	52390	362875
<u>Masse des Hauptfahrwerks [kg]</u>	<b>5720,19</b>	<b>5162,09</b>	<b>2122,27</b>	<b>1870,23</b>	<b>1734,56</b>	<b>13724,16</b>

### Masse der Triebwerksgondel $m_N$

Für TL-Triebwerke (*turbo jet*) gilt:

$$m_N = \frac{0,055 \cdot T_{TO}}{g} \quad (3.17)$$

Für ZTL-Triebwerke (*turbo fan*) gilt:

$$m_N = \frac{0,065 \cdot T_{TO}}{g} \quad (3.18)$$

$m_N$  Masse aller Triebwerksgondeln (*nacelle*) zusammen in [kg],

$T_{TO}$  Startschub aller Triebwerke zusammen in [N],

$g$  Erdbeschleunigung in [m/s<sup>2</sup>].

**Tabelle 3.13** Triebwerksgondelmassen nach Gl.(3.18)

	<b>A300-600</b>	<b>A310-300</b>	<b>A319-100</b>	<b>B737-300</b>	<b>B737-500</b>	<b>B747-400</b>
$T_{TO}$ [N]	524891,14	524880	195800	177931,86	177931,86	1008200
Masse der Triebwerksgon- deln [kg]	<b>3477,87</b>	<b>3477,80</b>	<b>1297,35</b>	<b>1178,96</b>	<b>1178,96</b>	<b>6680,22</b>

### Masse der installierten Triebwerke $m_{E,inst}$

$$m_{E,inst} = k_E \cdot k_{thr} \cdot n_E \cdot m_E \quad (3.19)$$

$k_E = 1,16$  für einmotorige Propellerflugzeuge,

$k_E = 1,35$  für mehr-motorige Propellerflugzeuge,

$k_E = 1,15$  für strahlgetriebene Passagierflugzeuge mit Triebwerken in Gondeln,

$k_E = 1,40$  für Flugzeuge mit eingebauten Triebwerken (*buried engines*),

$k_{thr} = 1,00$  ohne Schubumkehr (*reverse thrust*),

$k_{thr} = 1,18$  mit Schubumkehr,

$n_E$  Anzahl der Triebwerke  
 $m_E$  Masse eines Triebwerks ohne Anbauteile zur Triebwerksintegration.

**Tabelle 3.14** Masse der installierten Triebwerke nach Gl.(3.19)

	<b>A300-600</b>	<b>A310-300</b>	<b>A319-100</b>	<b>B737-300</b>	<b>B737-500</b>	<b>B747-400</b>
$k_E$	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15
$k_{thr}$	1,18	1,18	1,18	1,18	1,18	1,18
$n_E$	2	2	2	2	2	4
$m_E$	4144	4144	2266	1940	1940	4144
Masse der installierten Triebwerke [kg]	<b>11246,82</b>	<b>11246,82</b>	<b>6149,92</b>	<b>5265,16</b>	<b>5265,16</b>	<b>22493,63</b>

### Masse der Systeme $m_{SYS}$

$$m_{SYS} = k_{EQUIP} \cdot m_{MTO} + 0,768 \cdot k_{F/C} \cdot m_{MTO}^{2/3} \quad (3.20)$$

$m_{SYS}$  Masse der Systeme in [kg],

- $k_{EQUIP} = 0,08$  für einmotorige Propellerflugzeuge,  
 $k_{EQUIP} = 0,11$  für zweimotorige Propellerflugzeuge,  
 $k_{EQUIP} = 0,13$  für strahlgetriebene Schulflugzeuge (*jet trainers*),  
 $k_{EQUIP} = 0,14$  für kurzstrecken- Transportflugzeuge,  
 $k_{EQUIP} = 0,11$  für mittelstrecken- Transportflugzeuge,  
 $k_{EQUIP} = 0,08$  für langstrecken- Transportflugzeuge,  
 $m_{MTO}$  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 – einschließlich Spoilern - mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappenantrieb,  
 $k_{F/C} = 0,74$  für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappenantrieb,

- $k_{F/C} = 0,77$  für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundärenergie (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.

**Tabelle 3.15** Masse der Systeme nach Gl.(3.20)

	<b>A300-600</b>	<b>A310-300</b>	<b>A319-100</b>	<b>B737-300</b>	<b>B737-500</b>	<b>B747-400</b>
$k_{EQUIP}$	0,11	0,14	0,14	0,14	0,14	0,08
$k_{F/C}$	0,88	0,88	0,88	0,88	0,88	0,88
$m_{MTO}$	165000	150000	64000	56472	52390	362875
Masse der Systeme [kg]	<b>20183,14</b>	<b>18407,97</b>	<b>10041,34</b>	<b>8852,34</b>	<b>8280,86</b>	<b>32468,34</b>

Anmerkung zu Gleichung (3.20):

„**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 vereinfacht angenommen werden, dass die Gleichung (3.20) auch die Masse der Ausrüstung und Besatzung (standard and operational items) enthält. Eine Addition der hier dargestellten Gruppenmassen liefert dann die Betriebsleermasse  $m_{OE}$ “, aus **Scholz 1999**.

**Tabelle 3.16** Zusammenfassung der Resultate aus der Analyse nach **Torenbeek**

	<b>A300-600</b>	<b>A310-300</b>	<b>A319-100</b>	<b>B737-300</b>	<b>B737-500</b>	<b>B747-400</b>
Flügel [kg]	18228,82	15540,33	6691,93	5048,82	4964,37	50129,62
Rumpf [kg]	17914,69	13435,67	5419,72	5697,62	4983,19	33479,89
Höhenleitwerk [kg]	2783,84	2850,42	1126,75	1199,52	1199,52	7871,41
Seitenleitwerk [kg]	1744,01	1785,78	678,38	783,36	783,36	3861,89
Bugfahrwerk [kg]	879,47	806,64	387,14	349,35	328,67	1870,68
Hauptfahrwerk [kg]	5720,19	5162,09	2122,27	1870,23	1734,56	13724,16
Triebwerksgondel[kg]	3477,87	3477,80	1297,35	1178,96	1178,96	6680,22
Installierte Triebwerke[kg]	11246,82	11246,82	6149,92	5265,16	5265,16	22493,63

Flugzeugsysteme[ <b>kg</b> ]	20183,14	22907,97	10041,34	8852,34	8280,86	32468,34
Summe $\Sigma$ [ <b>kg</b> ]	82178,85	77213,52	33914,80	30245,36	28718,65	172579,84
$m_{OE}$ [ <b>kg</b> ]	79210	80237	40160	31895	30953	181030
Abweichung [%]	+3,75	-3,77	-15,55	-5,17	-7,22	-4,67

Die Gesamtabweichung der Betriebsleermasse lässt sich auf jede Baugruppe umrechnen. Nach **Tabelle 2.1** und der dortigen Aufteilung der Massegruppen ergibt sich folgende Verteilung.

**Tabelle 3.17** Fehlerkorrektur und Anpassung der Resultate für den Vergleich mit **Raymer**

	<b>A300-600</b>	<b>A310-300</b>	<b>A319-100</b>	<b>B737-300</b>	<b>B737-500</b>	<b>B747-400</b>
Flügel [ <b>kg</b> ]	17545,24	16126,20	7732,53	5309,84	5322,80	52470,67
Rumpf [ <b>kg</b> ]	17242,89	13942,19	6262,49	5992,19	5342,98	35043,40
Höhenleitwerk [ <b>kg</b> ]	2679,45	2957,88	1301,96	1261,54	1286,13	8239,00
Seitenleitwerk [ <b>kg</b> ]	1678,61	1853,10	783,87	823,86	839,92	4042,24
Bugfahrwerk [ <b>kg</b> ]	846,49	837,05	447,34	367,41	352,40	1958,04
Hauptfahrwerk [ <b>kg</b> ]	5505,68	5356,70	2452,28	1966,92	1859,80	14365,08
Installierte Triebwerke[ <b>kg</b> ]	10825,06	11670,83	7106,23	5537,37	5645,30	23544,08
Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Triebwerksgondel[ <b>kg</b> ]	22773,72	27380,51	13101,86	10549,92	10142,82	40976,80

### 3.3 Vergleich der Ergebnisse

Mit den ermittelten Massegruppen der betrachteten Flugzeuge kann jetzt ein Vergleich mit den Ergebnissen der Masseprognose nach *Raymer* erfolgen. Für die einzelnen Massegruppen ergeben sich folgende Abweichungen.

#### Massegruppe Flügel:

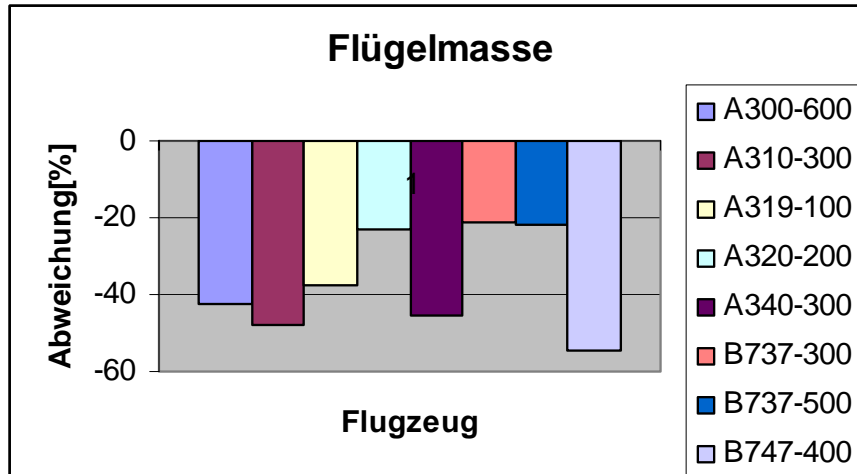
**Tabelle 3.18** Vergleich der Flügelmassen

	$m_w$ [ <b>kg</b> ] <i>Raymer</i>	$m_w$ [ <b>kg</b> ]	Abweichung [%]
<b>A300-600</b>	10142,02	17545,24	- 42,20
<b>A310-300</b>	8414,77	16126,20	- 47,82
<b>A319-100</b>	4822,58	7732,53	- 37,63
<b>A320-200</b>	4822,58	6278,58	- 23,19
<b>A340-300</b>	14873,46	27171,10	- 45,26
<b>B737-300</b>	4177,25	5309,84	- 21,33
<b>B737-500</b>	4177,25	5322,80	- 21,52



<b>B747-400</b>	23825,88	52470,67	- 54,59
-----------------	----------	----------	---------

Besonders auffällig sind die hohen negativen Abweichungen insbesondere bei den großen Flugzeugen A300-600, A310-300, A340-300 und B747-400

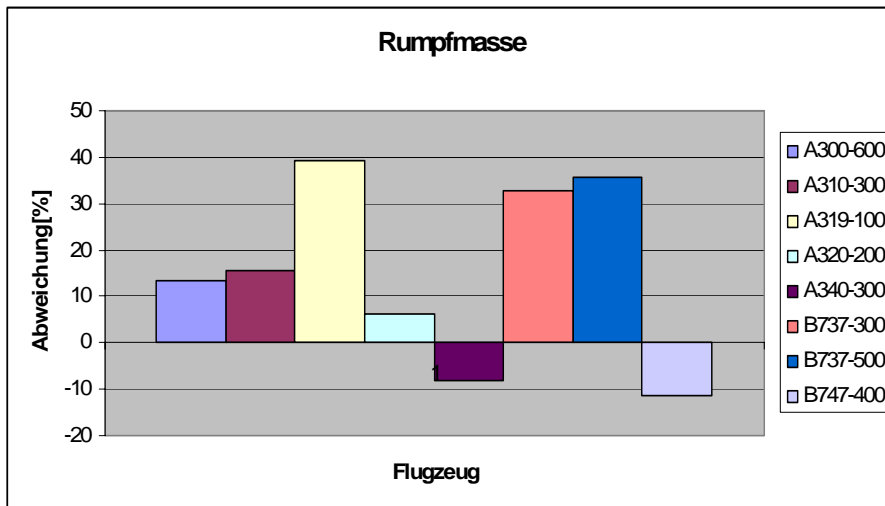


**Bild 3.4** Abweichungen der Flügelmassen

### Massegruppe Rumpf:

**Tabelle 3.19** Vergleich der Rumpfmassen

	$m_F$ [kg] <i>Raymer</i>	$m_F$ [kg]	Abweichung [%]
<b>A300-600</b>	19559,41	17242,89	+13,43
<b>A310-300</b>	16090,33	13942,19	+15,41
<b>A319-100</b>	8723,10	6262,49	+39,29
<b>A320-200</b>	9849,49	9259,29	+6,37
<b>A340-300</b>	23494,44	25629,59	-8,33
<b>B737-300</b>	7956,93	5992,19	+32,79
<b>B737-500</b>	7255,06	5342,98	+35,79
<b>B747-400</b>	31052,38	35043,40	-11,39

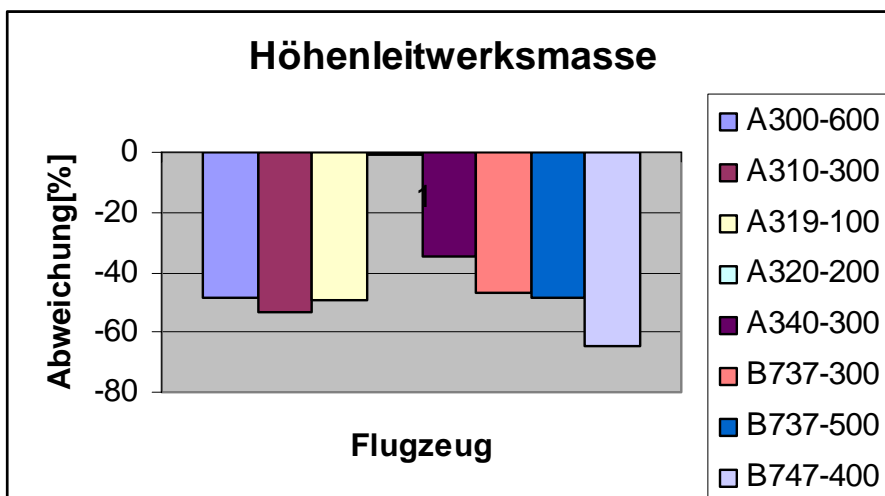


**Bild 3.5** Abweichungen der Rumpfmassen

### Massegruppe Höhenleitwerk:

**Tabelle 3.20** Vergleich der Höhenleitwerksmassen

	$m_H$ [kg] Raymer	$m_H$ [kg]	Abweichung [%]
<b>A300-600</b>	1370,25	2679,45	-48,86
<b>A310-300</b>	1370,25	2957,88	-53,67
<b>A319-100</b>	663,66	1301,96	-49,03
<b>A320-200</b>	663,66	670,57	-1,03
<b>A340-300</b>	1498,77	2307,58	-35,05
<b>B737-300</b>	667,71	1261,54	-47,07
<b>B737-500</b>	667,71	1286,13	-48,08
<b>B747-400</b>	2913,68	8239,00	-64,64

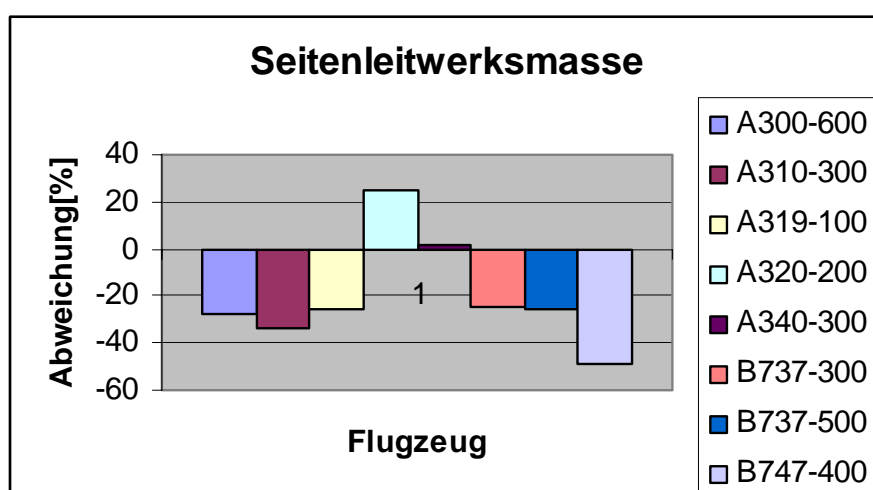


**Bild 3.6** Abweichungen der Höhenleitwerksmassen

### Massegruppe Seitenleitwerk:

**Tabelle 3.21:** Vergleich der Seitenleitwerksmassen

	$m_V$ [kg] Raymer	$m_V$ [kg]	Abweichung [%]
<b>A300-600</b>	1220,40	1678,61	-27,30
<b>A310-300</b>	1220,40	1853,10	-34,14
<b>A319-100</b>	580,50	783,87	-25,94
<b>A320-200</b>	580,50	463,51	+25,24
<b>A340-300</b>	1220,40	1196,70	+1,98
<b>B737-300</b>	624,51	823,86	-24,20
<b>B737-500</b>	624,51	839,92	-25,64
<b>B747-400</b>	2081,70	4042,24	-48,50

**Bild 3.7** Abweichungen der Seitenleitwerksmassen**Massegruppe Bugfahrwerk:****Tabelle 3.22** Vergleich der Bugfahrwerksmassen

	$m_{LG,N}$ [kg] Raymer	$m_{LG,N}$ [kg]	Abweichung [%]
<b>A300-600</b>	990,00	846,49	+16,95
<b>A310-300</b>	900,00	837,05	+7,52
<b>A319-100</b>	384,00	447,34	-14,15
<b>A320-200</b>	441,00	352,12	+25,24
<b>A340-300</b>	1521,00	1318,21	+15,38
<b>B737-300</b>	338,83	367,41	-7,78
<b>B737-500</b>	314,34	352,40	-10,80
<b>B747-400</b>	2177,25	1958,04	+11,20

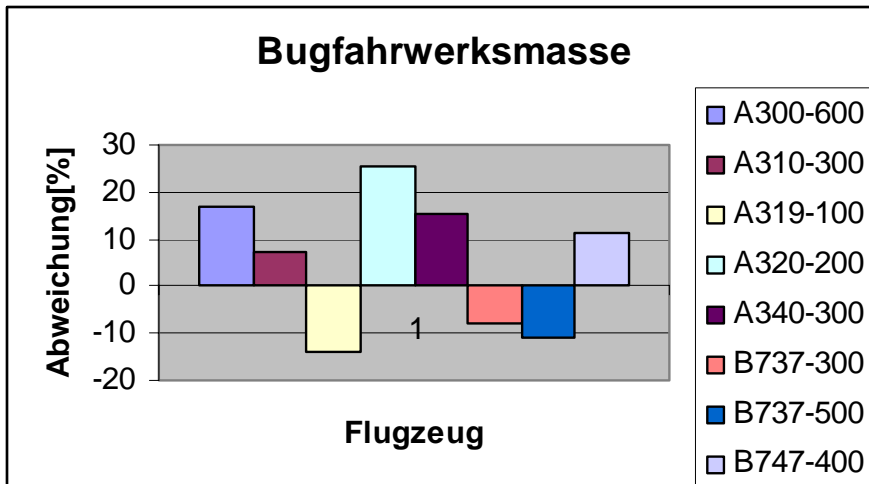


Bild 3.8 Abweichungen der Bugfahrwerksmassen

**Massegruppe Hauptfahrwerk:**

Tabelle 3.23 Vergleich der Hauptfahrwerksmassen

	$m_{LG,M}$ [kg] Raymer	$m_{LG,M}$ [kg]	Abweichung [%]
<b>A300-600</b>	6105,00	5505,68	+10,89
<b>A310-300</b>	5550,00	5356,70	+3,61
<b>A319-100</b>	2368,00	2452,28	-3,44
<b>A320-200</b>	2719,50	1995,35	+36,29
<b>A340-300</b>	9379,50	7469,85	+25,56
<b>B737-300</b>	2089,46	1966,92	+6,23
<b>B737-500</b>	1938,43	1859,80	+4,23
<b>B747-400</b>	13426,38	14365,08	-6,53

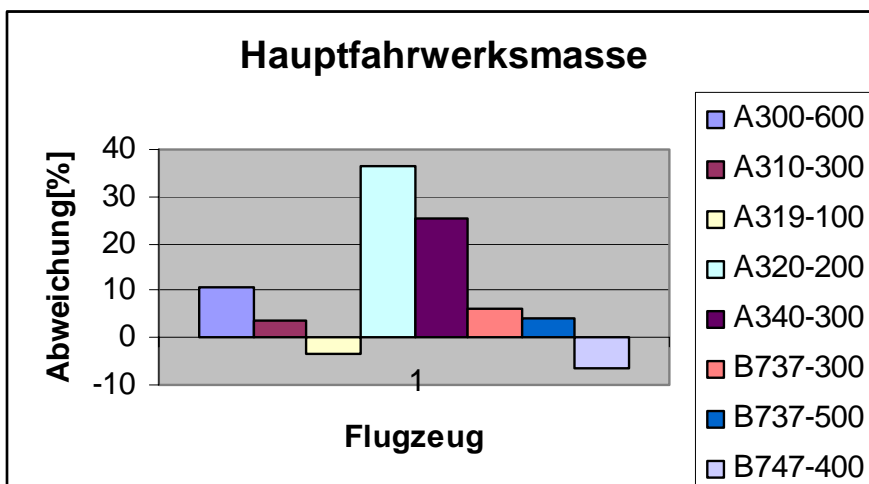
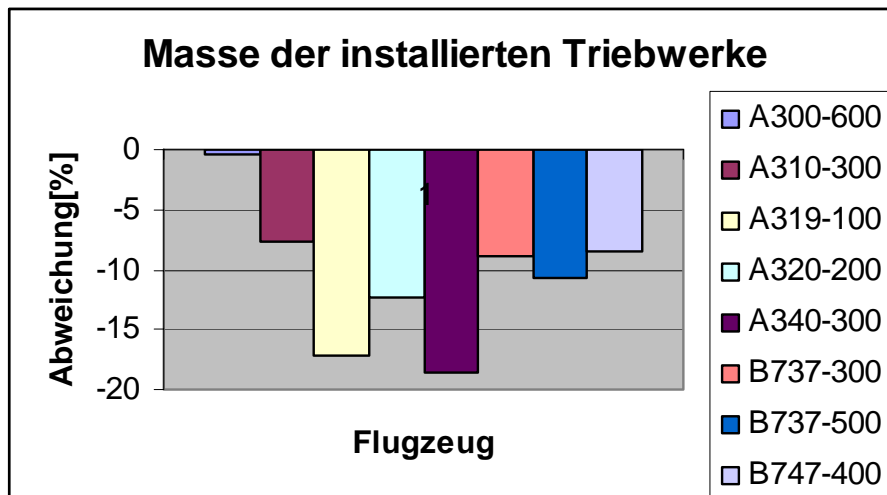


Bild 3.9 Abweichungen der Hauptfahrwerksmassen

### Massegruppe installierte Triebwerke:

**Tabelle 3.24** Vergleich der Massen der installierten Triebwerke

	$m_{E,inst}$ [kg] Raymer	$m_{E,inst}$ [kg]	Abweichung [%]
<b>A300-600</b>	10774,40	10825,06	-0,47
<b>A310-300</b>	10774,40	11670,83	-7,68
<b>A319-100</b>	5891,60	7106,23	-17,09
<b>A320-200</b>	5873,40	6706,65	-12,42
<b>A340-300</b>	12958,40	15902,60	-18,51
<b>B737-300</b>	5044,00	5537,37	-8,91
<b>B737-500</b>	5044,00	5645,30	-10,65
<b>B747-400</b>	21548,80	23544,08	-8,47

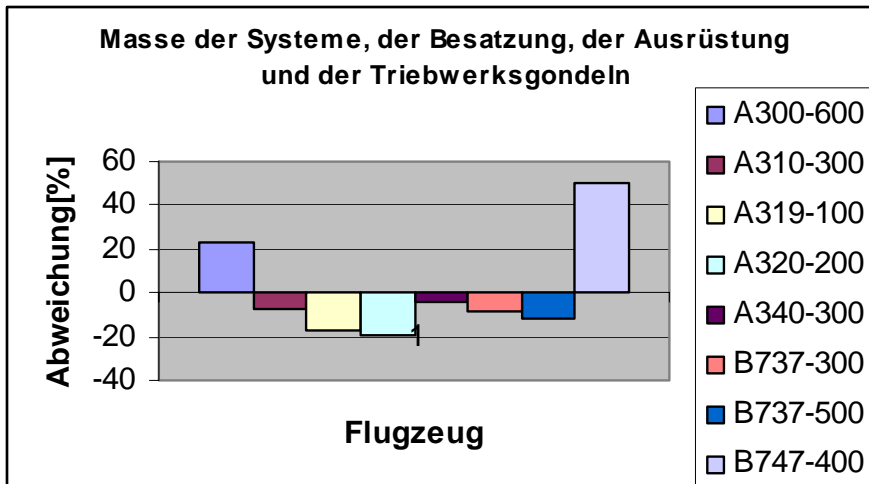


**Bild 3.10** Abweichungen der Massen der installierten Triebwerke

### Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung und Triebwerksgondel :

**Tabelle 3.25** Vergleich der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Triebwerksgondel

	$m$ [kg] Raymer	$m$ [kg]	Abweichung [%]
<b>A300-600</b>	28050,00	22773,72	+23,17
<b>A310-300</b>	25500,00	27380,51	-6,87
<b>A319-100</b>	10880,00	13101,86	-16,96
<b>A320-200</b>	12495,00	15583,93	-19,82
<b>A340-300</b>	43095,00	45065,37	-4,37
<b>B737-300</b>	9600,24	10549,92	-9,00
<b>B737-500</b>	8906,30	10142,82	-12,19
<b>B747-400</b>	61688,75	40976,80	+50,54



**Bild 3.11** Abweichungen Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Triebwerksgondel

### 3.4 Anpassung der Faktoren der Masseprognose an die ermittelten Baugruppenmassen

Um die Faktoren von **Raymer** zu verbessern, müssen Faktoren gefunden werden, die möglichst gut den einzelnen Massegruppen entsprechen. Die Methode nach **Torenbeek** ist zwar auch fehlerbehaftet, berücksichtigt jedoch weit umfangreicher die einzelnen Flugzeugparameter. Hierbei wird vorerst an den Referenzparametern festgehalten, obwohl die hohen negativen Abweichungen insbesondere beim Flügel und beim Höhenleitwerk auf einen größeren Referenzparameter als  $S_{exp}$  hindeuten. Tauscht man die Faktoren durch Variablen aus, so erhält man für die acht betrachteten Flugzeuge acht Gleichungen mit je acht Variablen für die Massegruppen in der folgenden Form.

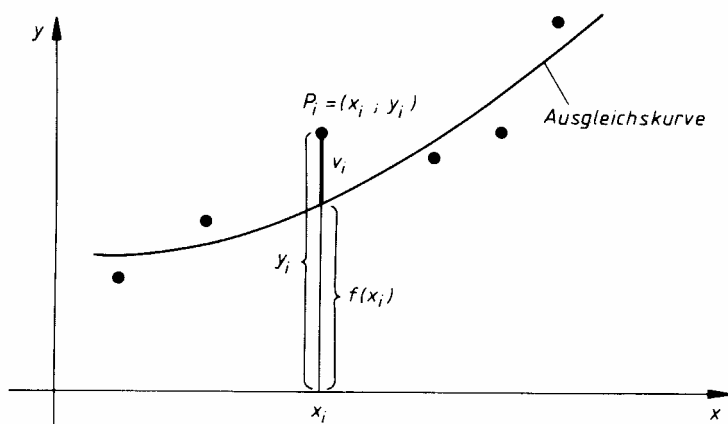
$$m_{OE} = k_1 \cdot S_{exp,W} + k_2 \cdot S_{wet,F} + k_3 \cdot S_{exp,H} + k_4 \cdot S_{exp,V} + k_5 \cdot m_{MTO} + k_6 \cdot m_{MTO} + k_7 \cdot m_E + k_8 \cdot m_{MTO} \quad (3.21)$$

mit:

- $k_1$  Faktor für die freiliegende Flügelfläche,
- $k_2$  Faktor für die benetzte Rumpfoberfläche,

- $k_3$  Faktor für die freiliegende Höhenleitwerksfläche,
- $k_4$  Faktor für die freiliegende Seitenleitwerksfläche,
- $k_5$  Faktor für das Bugfahrwerk,
- $k_6$  Faktor für das Hauptfahrwerk,
- $k_7$  Faktor für die Triebwerksgruppe,
- $k_8$  Faktor für Systeme, Besatzung, Ausrüstung und Triebwerksgondel.

Das Ziel ist es jetzt diese acht Faktoren so zu bestimmen, dass zum einen für jedes Flugzeug eine möglichst gute Anpassung an die tatsächliche Betriebsleermasse entsteht und zum anderen die einzelnen Faktoren zusammen mit ihren Referenzparametern auch das Gewicht der jeweiligen Massegruppe möglichst gut widerspiegeln. Dies soll hier dadurch erreicht werden, dass zunächst ein Faktor ermittelt werden soll, der für jede Massegruppe ein möglichst optimales Ergebnis liefert. Allerdings wird beispielsweise ein Faktor  $k_1$  der zusammen mit der freiliegenden Flügelfläche bei der A300-600 zu einer absoluten Übereinstimmung mit der Flügelmasse führt nicht derselbe Faktor sein, der dies auch bei der B747-400 erreicht. Hierfür soll versucht werden die Fehler zwischen der tatsächlichen Masse der jeweiligen Baugruppe und der mit dem neuen Faktor ermittelten Masse zu minimieren. Dies kann erreicht werden mit Hilfe des Gaußschen Prinzip der kleinsten Fehlerquadrate. Das ist hierfür den Fall einer Ausgleichskurve dargestellt.



**Bild 3.12** Bestimmung der Ausgleichskurve

Die einzelnen Messpunkte  $P_i$  führen zu der Ausgleichskurve. Danach passt sich diejenige Kurve den vorgegebenen Meßpunkten am besten an, für die die Summe der Abstandsquadrate ein Minimum annimmt. Das Minimum wird mit den Hilfsmitteln der Differentialrechnung bestimmt. Nach diesem Prinzip funktioniert auch die Excel-Solverfunktion, die hierfür verwendet wird. Zunächst werden für alle Faktoren  $k_1 - k_8$  die Ausgangswerte nach **Raymer** vorgegeben.

Für alle Baugruppen und für jedes Flugzeug werden dazu die relativen (prozentualen) Anteile aus dem Verhältnis der jeweiligen Istmasse zur Sollmasse ermittelt. Diese prozentualen Abweichungen werden quadriert und entsprechen somit den relativen Fehlerquadraten. Sum-

miert man jetzt beispielsweise alle Fehlerquadrate der Flügelgruppe, so lässt sich aus dieser Summe eine Standardabweichung für die Flügelgruppe berechnen. Die Standardabweichung (auch mittlerer Fehler genannt) ist ein Maß der Stochastik für die Streuung der Werte um einen Mittelwert. In diesem Fall ergibt sich daraus die Streuung um die tatsächlichen Massen der Flügelgruppe. Die Standardabweichung berechnet sich dann wie folgt.

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n v_i^2}{n-1}} \quad (3.22)$$

$\sigma$  Standardabweichung in %

$v_i$  relativer Fehler des Einzelmassenvergleichs

$n$  Anzahl der für die Standardabweichung betrachteten Flugzeuge

Nimmt man jetzt die acht betrachteten Flugzeuge, die jeweils acht Baugruppen mit ihren acht Variablen  $k_1 - k_8$  besitzen, so lassen sich daraus insgesamt 64 relative Fehler berechnen und aus den relativen Fehlerquadraten kann damit eine Gesamtstandardabweichung berechnet werden. Zunächst wird dieser Sachverhalt für die alten Faktoren nach **Raymer** einmal dargestellt.

**Tabelle 3.26** Standardabweichungen der Passagierflugzeuge ohne Korrektur

	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
<b>A300-600</b>	-42,2	13,4	-48,9	-27,3	17,0	10,9	-0,5	23,2	0,60	-1,1%
<b>A310-300</b>	-47,8	15,4	-53,7	-34,1	7,5	3,6	-7,7	-6,9	0,67	-12,9%
<b>A319-100</b>	-37,6	39,3	-49,0	-25,9	-14,2	-3,4	-17,1	-17,0	0,68	-12,4%
<b>A320-200</b>	-23,2	6,4	-1,0	25,2	25,2	36,3	-12,4	-19,8	0,37	-9,4%
<b>A340-300</b>	-45,3	-8,3	-35,1	2,0	15,4	25,6	-18,5	-4,4	0,46	-14,3%
<b>B737-300</b>	-21,3	32,8	-47,1	-24,2	-7,8	6,2	-8,9	-9,0	0,46	-4,1%
<b>B737-500</b>	-21,5	35,8	-48,1	-25,6	-10,8	4,2	-10,7	-12,2	0,51	-6,1%
<b>B747-400</b>	-54,6	-11,4	-64,6	-48,5	11,2	-6,5	-8,5	50,5	1,24	-12,1%
$\sigma$ [%]	41%	26%	50%	31%	16%	18%	13%	24%	28%	11%

(1) Abweichungen der Massegruppe Flügel [%]

(2) Abweichungen der Massegruppe Rumpf [%]

(3) Abweichungen der Massegruppe Höheleitwerk [%]

(4) Abweichungen der Massegruppe Seitenleitwerk [%]

(5) Abweichungen der Massegruppe Bugfahrwerk [%]

(6) Abweichungen der Massegruppe Hauptfahrwerk [%]

(7) Abweichungen der Massegruppe installierte Triebwerke [%]

(8) Abweichungen der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Gondel [%]

(9) Summe der Quadrate der Abweichungen für alle Massegruppen des betrachteten Flugzeugs



(10) Abweichung zum ermittelten  $m_{OE}$  [%]

Der rote Wert beinhaltet die Summe aller 64 Fehlerquadrate und gibt daraus den Wert der Standardabweichung für alle Massegruppen an

Der grüne Wert gibt die Standardabweichung aller Flugzeuge zu  $m_{OE}$  ermittelt an.

Betrachtet man die Werte der Standardabweichung, so erkennt man, dass die Abweichung insbesondere bei der Flügelmasse und der Höhenleitwerksmasse (blau dargestellt) sehr hoch sind. Das deckt sich auch mit den Ergebnissen aus **Abschnitt 3.3**. Durch die Wahl des Parameters  $S_{exp}$  ergeben sich Massen für den Flügel und das Höhenleitwerk, die weit unterhalb der ermittelten Massen liegen. Im Folgenden wird versucht, mit Hilfe der tatsächlichen Flächen der Literatur für Flügel und Höhenleitwerk aus **Anhang A** eine Verbesserung des Gesamtergebnisses zu erzielen, die Faktoren nach Raymer werden zunächst beibehalten. Das Ergebnis aus Excel liefert dann folgende Resultate.

**Tabelle 3.27** Standardabweichungen durch Wechsel der Bezugsparameter

	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
<b>A300-600</b>	-27,4	13,4	-35,5	-27,3	17,0	10,9	-0,5	23,2	0,39	2,6
<b>A310-300</b>	-33,5	15,4	-41,6	-34,1	7,5	3,6	-7,7	-6,9	0,44	-9,5
<b>A319-100</b>	-22,4	39,3	-35,7	-25,9	-14,2	-3,4	-17,1	-17,0	0,48	-9,0
<b>A320-200</b>	-4,5	6,4	24,8	25,2	25,2	36,3	-12,4	-19,8	0,38	-6,1
<b>A340-300</b>	-34,5	-8,3	-18,1	2,0	15,4	25,6	-18,5	-4,4	0,28	-11,7
<b>B737-300</b>	-2,7	32,8	-33,0	-24,2	-7,8	6,2	-8,9	-9,0	0,30	-0,5
<b>B737-500</b>	-3,0	35,8	-34,3	-25,6	-10,8	4,2	-10,7	-12,2	0,35	-2,3
<b>B747-400</b>	-45,1	-11,4	-55,2	-48,5	11,2	-6,5	-8,5	50,5	1,04	-8,9
$\sigma$ [%]	28%	26%	39%	31%	16%	18%	13%	24%	<b>24%</b>	<b>8%</b>

- (1) Abweichungen der Massegruppe Flügel [%]
- (2) Abweichungen der Massegruppe Rumpf [%]
- (3) Abweichungen der Massegruppe Höhenleitwerk [%]
- (4) Abweichungen der Massegruppe Seitenleitwerk [%]
- (5) Abweichungen der Massegruppe Bugfahrwerk [%]
- (6) Abweichungen der Massegruppe Hauptfahrwerk [%]
- (7) Abweichungen der Massegruppe installierte Triebwerke [%]
- (8) Abweichungen der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Gondel [%]
- (9) Summe der Quadrate der Abweichungen für alle Massegruppen des betrachteten Flugzeugs
- (10) Abweichung zum ermittelten  $m_{OE}$  [%]

Durch die tatsächlichen Flächen für Höhen- und Seitenleitwerk konnten die Abweichungen der beiden betrachteten Massegruppen, und somit auch das Gesamtergebnis deutlich verbessert werden.

Mit Hilfe des Excel-Solvers sollen jetzt acht neue Faktoren gefunden werden, die die Bedingung einer minimalen Standardabweichung aus allen Fehlerquadraten erfüllen sollen. Dieses mathematisch sehr komplexe System bestehend aus acht linear unabhängigen Variablen, die jeweils einer Betriebsleermasse zugeordnet werden, lässt sich mit Excel sehr gut lösen.

Für die betrachteten Passagierflugzeuge ergibt sich mit den tatsächlichen Flächen für Flügel und Höhenleitwerk, sowie mit den acht von Excel optimierten Faktoren folgendes Ergebnis.

**Tabelle 3.28** Standardabweichungen mit neuen Bezugsparametern und Faktoroptimierung

	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
<b>A300-600</b>	-10,8	-4,2	-17,8	-15,4	9,1	-0,4	10,8	16,6	0,12	2,1%
<b>A310-300</b>	-18,2	-2,5	-25,5	-23,4	0,3	-6,9	2,8	-11,8	0,17	-9,7%
<b>A319-100</b>	-4,7	17,7	-18,0	-13,8	-19,9	-13,2	-7,7	-21,4	0,19	-8,6%
<b>A320-200</b>	17,4	-10,1	59,2	45,8	16,8	22,5	-2,5	-24,1	0,74	-6,4%
<b>A340-300</b>	-19,5	-22,6	4,5	18,7	7,6	12,8	-9,2	-9,5	0,17	-12,2%
<b>B737-300</b>	19,5	12,2	-14,5	-11,8	-14,0	-4,5	1,4	-13,8	0,13	-0,1%
<b>B737-500</b>	19,2	14,7	-16,2	-13,5	-16,8	-6,3	-0,5	-16,9	0,16	-1,4%
<b>B747-400</b>	-32,5	-25,1	-42,9	-40,1	3,7	-16,0	1,9	42,5	0,72	-8,5%
$\sigma$ [%]	21%	17%	32%	28%	14%	13%	6%	23%	<b>20%</b>	<b>8%</b>

- (1) Abweichungen der Massegruppe Flügel [%]
- (2) Abweichungen der Massegruppe Rumpf [%]
- (3) Abweichungen der Massegruppe Höhenleitwerk [%]
- (4) Abweichungen der Massegruppe Seitenleitwerk [%]
- (5) Abweichungen der Massegruppe Bugfahrwerk [%]
- (6) Abweichungen der Massegruppe Hauptfahrwerk [%]
- (7) Abweichungen der Massegruppe installierte Triebwerke [%]
- (8) Abweichungen der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Gondel [%]
- (9) Summe der Quadrate der Abweichungen für alle Massegruppen des betrachteten Flugzeugs
- (10) Abweichung zum ermittelten  $m_{OE}$  [%]

Der rote Wert ist die Zielzelle in Excel für den Solver. Er beinhaltet die Summe aller 64 Fehlerquadrate und gibt daraus den geringstmöglichen Wert der Standardabweichung für die neuen Faktoren wieder. Durch die neuen Faktoren konnte dieser Wert um 4% verbessert werden.

Der grüne Wert gibt jetzt den neuen Wert für die Standardabweichung aller Flugzeuge zu  $m_{OE}$  ermittelt an. Dieser Wert konnte durch die neuen Faktoren nicht weiter verbessert werden.

Die neuen Faktoren, die von Excel ermittelt wurden sind folgende:

**Tabelle 3.29** Optimierte Faktoren mit neuen Bezugsparametern

	Faktor alt	Faktor neu
$k_1$	49	60,21
$k_2$	24	20,29
$k_3$	27	34,43
$k_4$	27	31,42
$k_5$	0,006	0,006
$k_6$	0,037	0,033
$k_7$	1,3	1,45
$k_8$	0,17	0,161

Im Folgenden sollen die Referenzparameter nach **Raymer** beibehalten und für das Höhenleitwerk und den Flügel  $S_{exp}$  verwendet werden. Dadurch soll festgestellt werden, ob so kleinere Fehler durch neue Faktoren erreicht werden können. Durch Optimierung der Faktoren ergab sich dann folgende Verteilung :

**Tabelle 3.30** Standardabweichungen mit alten Bezugsparametern und Faktoroptimierung

	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
<b>A300-600</b>	-12,0	-4,2	-17,7	-15,4	9,1	-0,4	10,9	16,6	-12,0	1,8%
<b>A310-300</b>	-20,5	-2,5	-25,4	-23,4	0,3	-6,9	2,8	-11,8	-20,5	-10,1%

<b>A319-100</b>	-5,0	17,7	-18,0	-13,8	-19,9	-13,2	-7,7	-21,4	-5,0	-8,6%
<b>A320-200</b>	17,0	-10,1	59,3	45,8	16,8	22,5	-2,5	-24,1	17,0	-6,5%
<b>A340-300</b>	-16,6	-22,6	4,5	18,7	7,6	12,8	-9,2	-9,5	-16,6	-11,6%
<b>B737-300</b>	19,8	12,2	-14,8	-11,8	-14,0	-4,5	1,4	-13,8	19,8	-0,1%
<b>B737-500</b>	19,5	14,7	-16,4	-13,5	-16,8	-6,3	-0,5	-16,9	19,5	-1,4%
<b>B747-400</b>	-30,9	-25,1	-43,1	-40,1	3,7	-16,0	1,9	42,5	-30,9	-8,0%
$\sigma$ [%]	20%	17%	32%	28%	14%	13%	6%	23%	<b>20%</b>	<b>8%</b>

- (1) Abweichungen der Massegruppe Flügel [%]
- (2) Abweichungen der Massegruppe Rumpf [%]
- (3) Abweichungen der Massegruppe Höhenleitwerk [%]
- (4) Abweichungen der Massegruppe Seitenleitwerk [%]
- (5) Abweichungen der Massegruppe Bugfahrwerk [%]
- (6) Abweichungen der Massegruppe Hauptfahrwerk [%]
- (7) Abweichungen der Massegruppe installierte Triebwerke [%]
- (8) Abweichungen der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Gondel [%]
- (9) Summe der Quadrate der Abweichungen für alle Massegruppen des betrachteten Flugzeugs
- (10) Abweichung zum ermittelten  $m_{OE}$  [%]

Von Excel wurden die folgenden Faktoren für diese Optimierung ermittelt:

**Tabelle 3.31** Optimierte Faktoren mit alten Bezugsparametern

	Faktor alt	Faktor neu
$k_1$	49	74,61
$k_2$	24	20,27
$k_3$	27	43,45
$k_4$	27	31,42
$k_5$	0,006	0,006
$k_6$	0,037	0,033
$k_7$	1,3	1,45
$k_8$	0,17	0,161

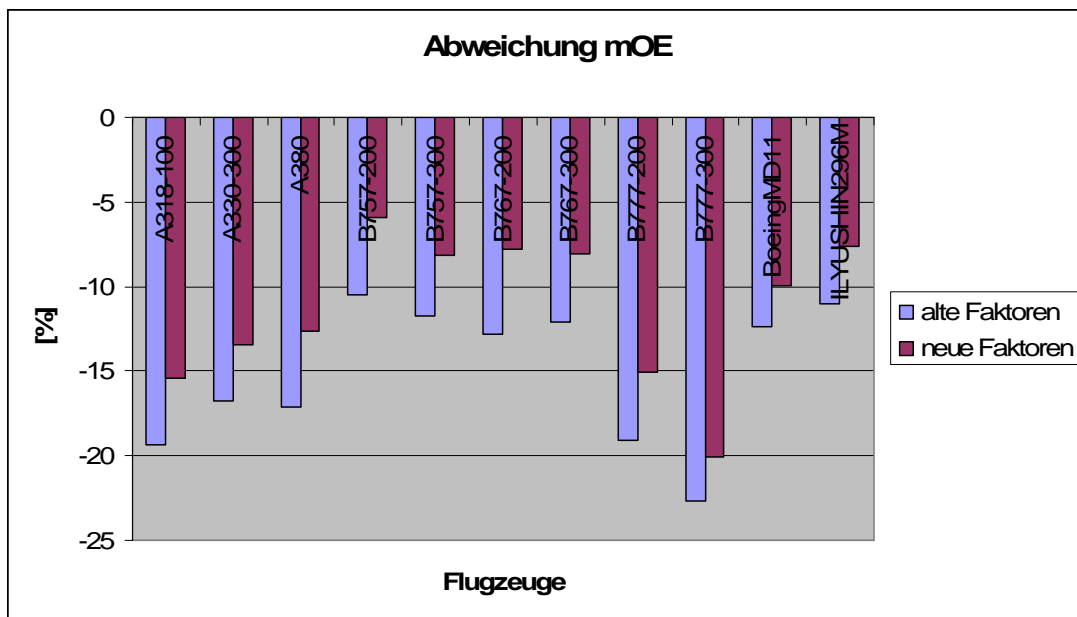
Der geringstmögliche Wert der Standardabweichung für die neuen Faktoren und der Wert für die Standardabweichung aller Flugzeuge zu  $m_{OE}$  konnte so nicht verbessert werden. Jedoch ergibt sich für die Standardabweichung in der Flügelgruppe ein um 1% geringere Wert. Außerdem sind die größten Abweichungen zum ermittelten  $m_{OE}$  bei dieser Betrachtung geringer. Die größte negative Abweichung bei der A340-300 ist hier geringer und auch die größte positive Abweichung bei der A300-600 ist geringer als in **Tabelle 3.28**

### 3.5 Ermittlung eines Vorfaktors für andere Passagierflugzeuge

Die Faktoren nach **Tabelle 3.31** sind die optimierten Faktoren für die acht betrachteten Flugzeuge. Werden damit andere Flugzeuge untersucht, so werden hierfür andere Faktoren ein optimaleres Ergebnis für die Masseprognose ergeben. In Anlehnung an **Tabelle 3.1** und der in **2.4-2.5.4** beschriebenen Masseprognose ergeben sich mit den neuen Faktoren noch ohne eine weitere Korrektur folgende neue Abweichungen von der Betriebsleermasse.

**Tabelle 3.32** Überprüfung der neuen Faktoren mit anderen Passagierflugzeugen

	m <sub>OE</sub> [kg]	m <sub>OE</sub> neu [kg]	Abweichung alt %	Abweichung neu %
A318-100	39035	33015,43	-19,39	-15,42
A330-300	118511	102558,45	-16,74	-13,46
A380	275000	240211,41	-17,13	-12,65
B757-200	58325	54883,80	-10,51	-5,90
B757-300	63655	58453,99	-11,70	-8,17
B767-200	84685	78080,22	-12,78	-7,80
B767-300	90535	83253,36	-12,07	-8,04
B777-200	140615	119510,11	-19,05	-15,01
B777-300	158170	126463,68	-22,69	-20,05
Boeing MD11	130165	117265,67	-12,36	-9,91
ILYUSHIN 2-96-M	132400	122364,74	-11,04	-7,58



**Bild 3.13** Vergleich anderer Passagierflugzeuge mit den neuen Faktoren

Um aber einem möglichst großen Pensum an Flugzeugen gerecht zu werden soll im Folgenden ein Korrekturfaktor  $k_x$  ermittelt werden, der zusammen mit den neu ermittelten Faktoren zu einer möglichst guten Betriebsleermassenprognose für diese Flugzeuge führen soll.

$$m_{OE} = k_x \cdot (k_{1neu} \cdot S_{exp,W} + k_{2neu} \cdot S_{wet,F} + k_{3neu} \cdot S_{exp,H} + k_{4neu} \cdot S_{exp,V} + k_{5neu} \cdot m_{MTO} + k_{6neu} \cdot m_{MTO} + k_{7neu} \cdot m_E + k_{8neu} \cdot m_{MTO}) \quad (3.23)$$

mit:

$k_{1neu}$  neuer Faktor für die freiliegende Flügelfläche = 74,61,

$k_{2neu}$  neuer Faktor für die benetzte Rumpfoberfläche = 20,27,

$k_{3neu}$  neuer Faktor für die freiliegende Höhenleitwerksfläche = 43,45,

$k_{4neu}$  neuer Faktor für die freiliegende Seitenleitwerksfläche = 31,42,

$k_{5neu}$  neuer Faktor für das Bugfahrwerk = 0,006,

$k_{6neu}$  neuer Faktor für das Hauptfahrwerk = 0,033,

$k_{7neu}$  neuer Faktor für die Triebwerksgruppe = 1,45,

$k_{8neu}$  neuer Faktor für Systeme, Besatzung, Ausrüstung und Triebwerksgondel = 0,161.

Untersucht werden sollen sämtliche anderen Flugzeuge, die in Abschnitt 2 mit den alten Faktoren nach **Raymer** überprüft worden sind. Diese Optimierung wird mit dem Excel-Solver durchgeführt. Jetzt sollen nicht die relativen Abweichungen der einzelnen Massegruppen minimiert werden, die ja nicht bekannt sind, sondern nur die acht Abweichungen zwischen den

neu ermittelten Betriebsleermassen und den tatsächlichen Betriebsleermassen nach **Tabelle 3.32**.

Auf diese Art konnte durch den Solver ein Korrekturfaktor  $K_x=1,143$  ermittelt werden, der zusammen mit den neuen Faktoren zu einer verbesserten Anpassung an die Betriebsleermasse geführt hat. Mit einer durchschnittlichen Abweichung zu  $m_{OE}$  von 1,39% bei den hier betrachteten Flugzeugen ergibt sich folgende Verteilung:

**Tabelle 3.33** Abweichung der Betriebsleermasse mit neuen Faktoren und Korrekturfaktor

	$m_{OE}$ [kg]	$m_{OE}$ neu [kg]	Abweichung $m_{OE}$ %
A318-100	39035	37725,06	-3,36
A330-300	118511	117188,33	-1,12
A380	275000	274477,37	-0,19
B757-200	58325	62712,93	7,52
B757-300	63655	66792,40	4,93
B767-200	84685	89218,30	5,35
B767-300	90535	95129,39	5,07
B777-200	140615	136558,13	-2,89
B777-300	158170	144503,62	-8,64
Boeing MD11	130165	133993,53	2,94
ILYUSHIN 2-96-M	132400	139819,97	5,60

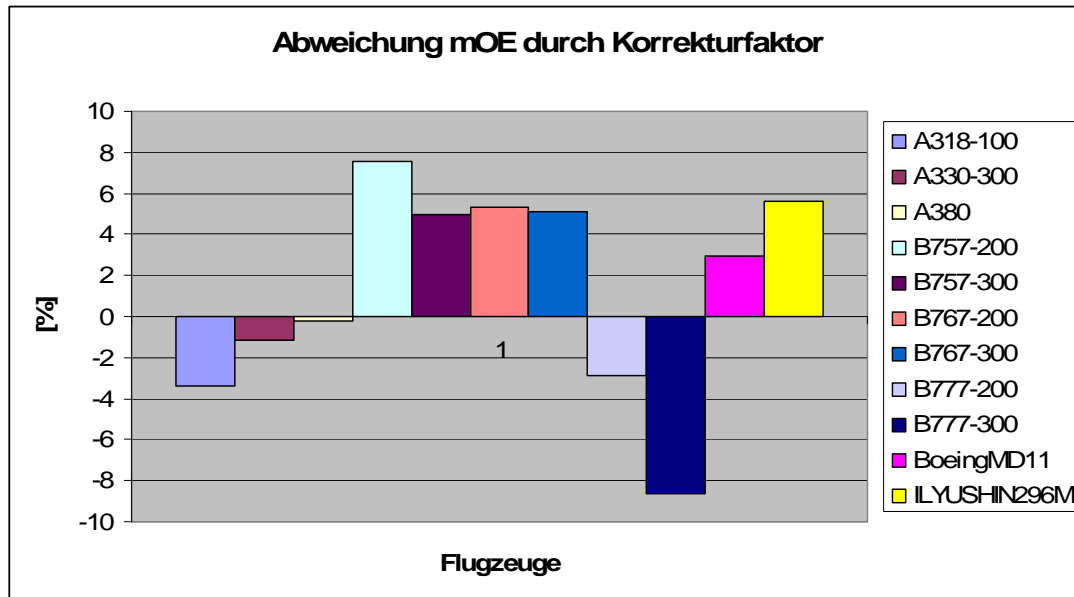


Bild 3.14 Vergleich der Betriebsleermasse durch Korrekturfaktor

## 4 Masseprognose für Businessjets

Mit Hilfe der im **Anhang B** gesammelten Flugzeugdaten und den Betrachtungen aus 2.1.1-2.1.4 soll nun auch eine Masseprognose für Businessjets durchgeführt werden.

### 4.1 Allgemeine Überprüfung der Masseprognose anhand ausgewählter Businessjets

Tabelle 4.1 Überprüfung der Betriebsleermasse für Businessjets

	$S_{exp,W}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{exp,H}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{exp,V}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{wet,f}$ [m <sup>2</sup> ] *	$m_{MTO}$ [kg]	$m_{OE}$ [kg]	$m_{Trw.,ges}$ [kg]
Cessna Citation 525	18,27	5,03	4,72	56,71	4536	2599	404
Cessna CitationS/2 550	26,58	6,48	4,73	58,45	6849	3655	516
Cessna Citation 5	26,58	7,88	4,73	61,70	7212	4004	583



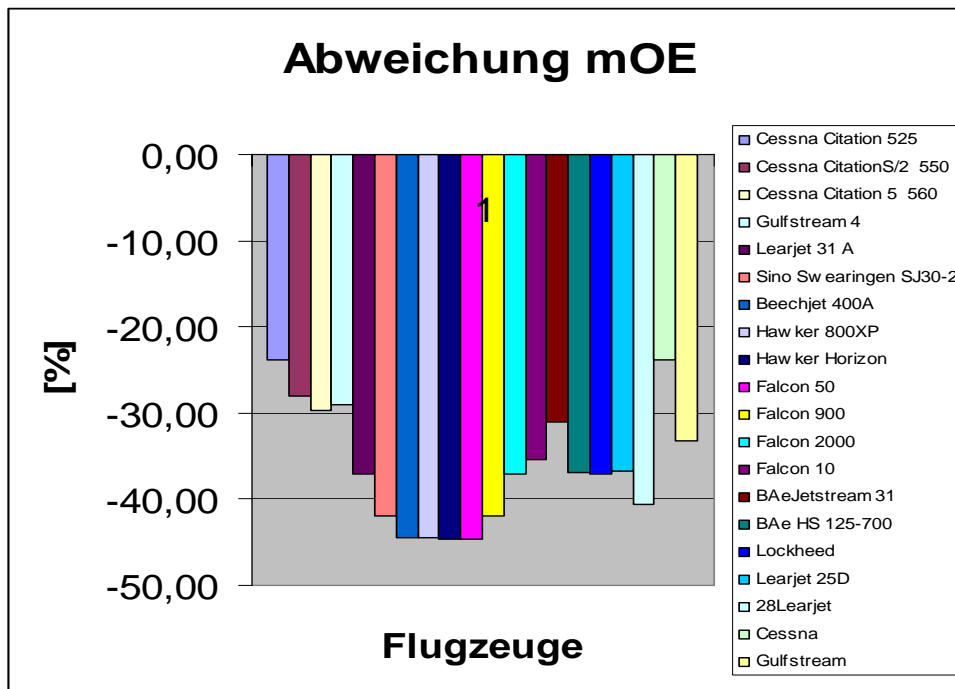
560							
Gulfstream 4	73,92	18,83	10,92	158,85	33203	16102	2812
Learjet 31 A	20,39	5,02	3,57	60,79	7711	4651	692
Sino Swearingen SJ30-2	14,25	4,20	1,75	50,56	5987	3583	404
Beechjet 400A	18,46	6,80	6,90	60,13	7303	4921	583
Hawker 800XP	29,12	9,29	7,75	63,94	12701	7380	816
Hawker Horizon	40,69	13,01	10,26	103,62	16329	9494	900
Falcon 50	38,49	13,35	9,82	98,59	17600	9150	674
Falcon 900	38,83	13,35	9,82	129,73	20640	10240	804
Falcon 2000	38,85	13,30	9,80	116,00	15875	8855	1139,40
Falcon 10	19,97	6,75	4,54	53,84	8500	4880	784
BAeJetstream 31	20,74	7,80	7,72	67,43	6600	3450	344
BAe HS 125-700	26,62	9,29	5,31	65,46	11566	5826	674
Lockheed Jetstar	39,77	13,84	10,22	106,74	13916	7525	792
Learjet 25D	17,38	5,02	3,47	60,79	6804	3605	360
28Learjet	20,45	5,02	3,47	60,79	6804	3905	360
Cessna Citation 2	21,85	6,56	4,73	57,20	6123	3186	498
Gulfstream American G2	59,39	16,91	14,40	141,47	29393	16157	2980

\* Nach Gl.(2.3)

**Tabelle 4.2** Abweichungen der Betriebsleermassen der Businessjets

	m <sub>OE</sub> [kg]	m <sub>OE</sub> <i>Raymer</i> [kg]	Abweichung %
Cessna Citation 525	1981,82	2599	-23,75
Cessna CitationS/2 550	2629,28	3655	-28,06
Cessna Citation 5 560	2815,91	4004	-29,67
Gulfstream 4	11423,21	16102	-29,06
Learjet 31 A	2925,74	4651	-37,09
Sino Swearingen SJ30-2	2081,56	3583	-41,90
Beechjet 400A	2731,13	4921	-44,50
Hawker 800XP	4093,53	7380	-44,53
Hawker Horizon	5252,70	9494	-44,67
Falcon 50	5073,85	9150	-44,55
Falcon 900	5949,04	10240	-41,90
Falcon 2000	5576,65	8855	-37,02
Falcon 10	3152,50	4880	-35,40

BAeJetstream 31	2381,47	3450	-30,97
BAe HS 125-700	3672,41	5826	-36,97
Lockheed Jetstar	4740,45	7525	-37,00
Learjet 25D	2280,84	3605	-36,73
28Learjet	2318,29	3905	-40,63
Cessna Citation 2	2424,67	3186	-23,90
Gulfstream American G2	10780,08	16157	-33,28



**Bild 4.1** Abweichungen der Betriebsleermassen für Businessjets im Überblick

Das Ergebnis zeigt Werte, die weit unterhalb der Betriebsleermasse liegen. Das liegt höchstwahrscheinlich auch daran, dass diese Kategorie auch für weitaus leichtere Flugzeuge als die hier betrachteten Businessjets gilt und für diese Flugzeuge möglicherweise ein besseres Ergebnis liefert.

## 4.2 Vergleich der Ergebnisse der Masseprognose mit den tatsächlichen Massen aus Roskam 5

Für die Betrachtung der Businessjets werden die Ergebnisse der Masseaufteilung nach **Roskam 5 Appendix A** verwendet. Hier sind die tatsächlichen Massen der einzelnen Massegruppen einiger älterer Businessjets angegeben. Die Masse der Triebwerksgondeln wird gleich der Masse der Systeme, der Besatzung und der Ausrüstung zugerechnet. Für das Höhen- und Seitenleitwerk ist nur eine gemeinsame Massenangabe vorhanden. Die jeweiligen Anteile werden deshalb aus ihren Flächenverhältnissen umgerechnet. Bei einigen Flugzeugen ist auch für das Fahrwerk nur ein gemeinsamer Wert angegeben. In diesem Fall wird nach

**Raymer** Verfahren und das Verhältnis von Bug- zu Hauptfahrwerk wie 15:85 angenommen. Umgerechnet auf SI-Einheiten ergibt sich dann die folgende Masseverteilung.

**Tabelle 4.3** Massedaten für Businessjets aus **Roskam 5**

	<b>Lockheed Jetstar</b>	<b>Learjet 25D</b>	<b>Learjet 28</b>	<b>Cessna Citation 2</b>	<b>Gulfstream American G2</b>
Flügel [kg]	1282,30	665,42	879,51	584,23	2890,29
Rumpf [kg]	1583,49	714,41	736,63	484,89	2696,15
Höhenleitwerk [kg]	310,03	96,74	96,74	77,76	481,40
Seitenleitwerk [kg]	88,67	66,19	66,19	56,05	409,91
Bugfahrwerk [kg]	72,19	46,27	46,27	39,46	145,60
Hauptfahrwerk [kg]	409,07	218,63	218,63	171,46	766,57
Installierte Trieb- werke[kg]	1122,64	556,10	582,41	650,90	3123,43
Systeme, Besatzung, Aus- rüstung, Triebwerksgon- del [kg]	2656,69	1241,48	1278,67	1120,83	5643,59
$m_{OE}$ [kg]	7525,08	3605,24	3905,05	3185,58	16156,94

Mit den Massegruppen der betrachteten Flugzeuge kann jetzt ein Vergleich mit den Ergebnissen der Masseprognose erfolgen. Für die einzelnen Massegruppen ergeben sich folgende Abweichungen.

### Massegruppe Flügel:

**Tabelle 4.4** Vergleich der Flügelmassen

	$m_w$ [kg] <i>Raymer</i>	$m_w$ [kg]	Abweichung [%]
Lockheed Jetstar	485,19	1282,30	- 62,16
Learjet 25D	212,04	665,42	- 68,13
Learjet 28	249,49	879,51	- 71,63
Cessna Citation 2	266,57	584,23	- 54,37
Gulfstream American G2	724,56	2890,29	- 74,93

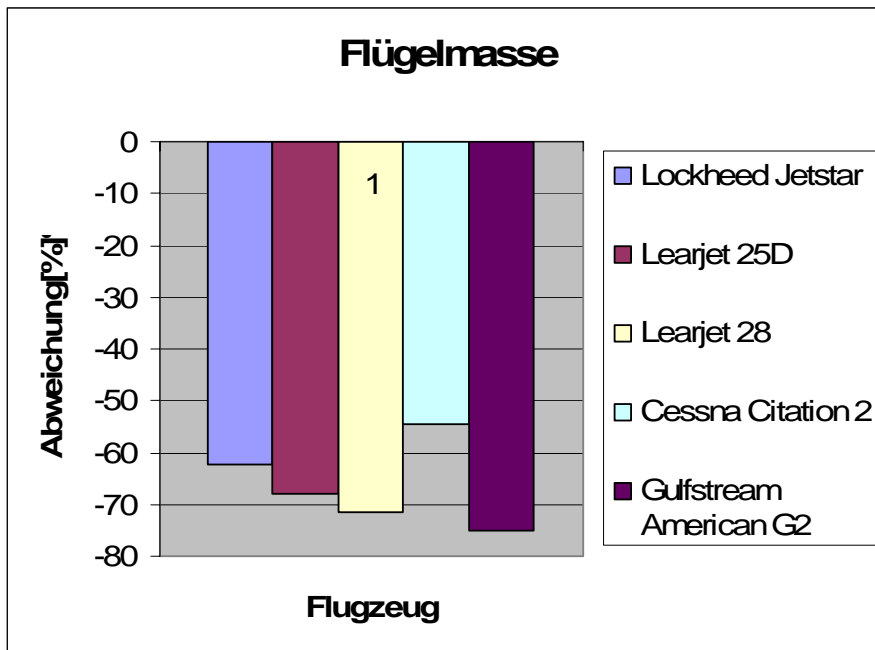


Bild 4.2 Abweichungen der Flügelmassen

### Massegruppe Rumpf:

Tabelle 4.5 Vergleich der Rumpfmassen

	$m_F$ [kg] <i>Raymer</i>	$m_F$ [kg]	Abweichung [%]
Lockheed Jetstar	725,86	1583,49	-54,16
Learjet 25D	413,37	714,41	-42,14
Learjet 28	413,37	736,63	-43,88
Cessna Citation 2	388,94	484,89	-19,79
Gulfstream American G2	961,98	2696,15	-64,32

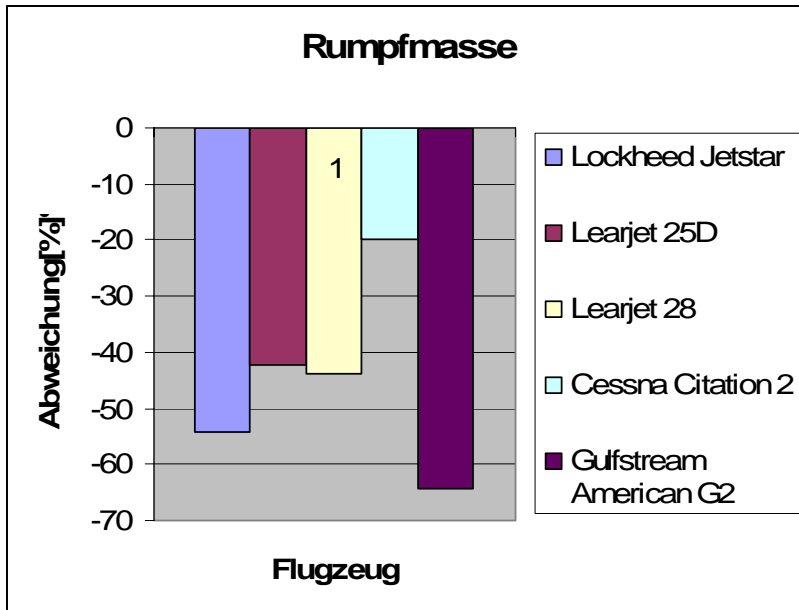


Bild 4.3 Abweichungen der Rumpfmassen

**Massegruppe Höhenleitwerk:**

Tabelle 4.6 Vergleich der Höhenleitwerksmassen

	$m_H$ [kg] Raymer	$m_H$ [kg]	Abweichung [%]
Lockheed Jetstar	135,63	310,03	-56,25
Learjet 25D	49,20	96,74	-49,14
Learjet 28	49,20	96,74	-49,14
Cessna Citation 2	64,29	77,76	-17,32
Gulfstream American G2	165,72	481,40	-65,58

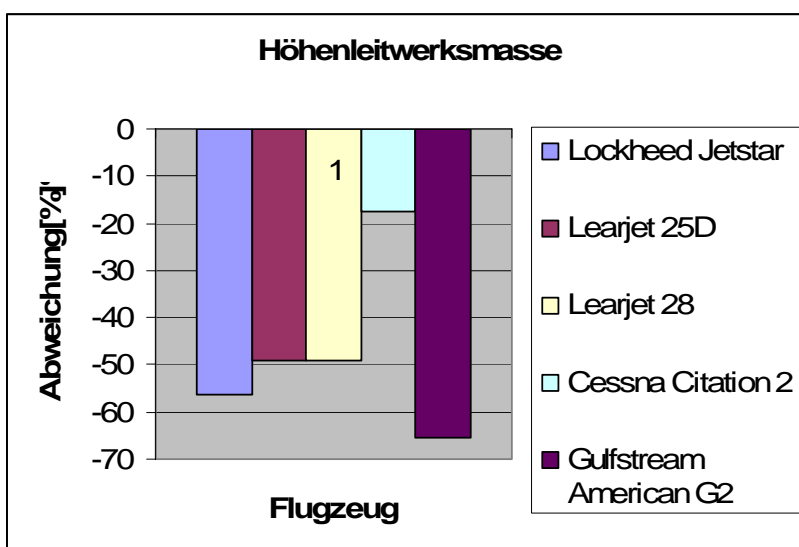
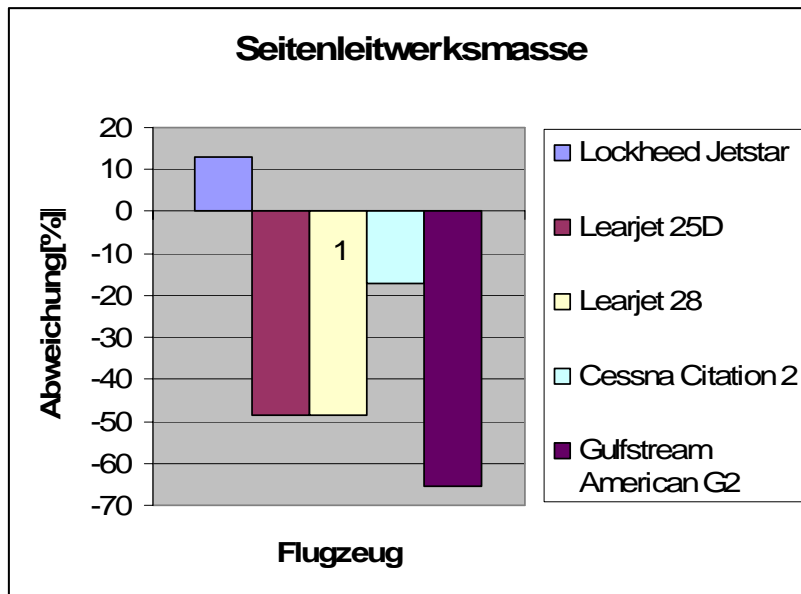


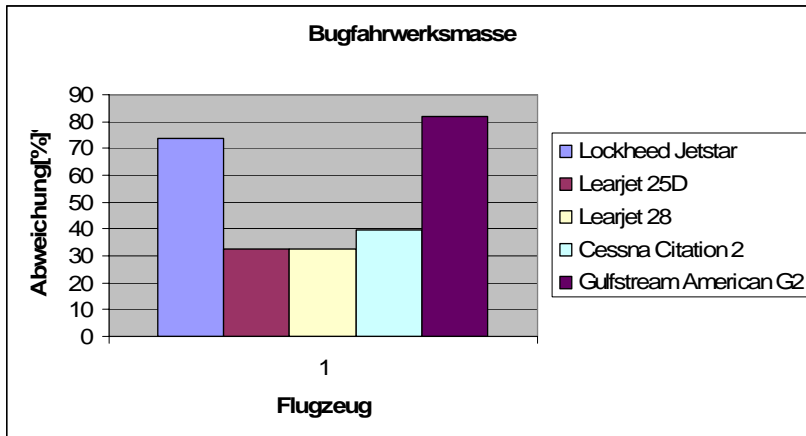
Bild 4.4 Abweichungen der Höhenleitwerksmassen

**Massegruppe Seitenleitwerk:****Tabelle 4.7** Vergleich der Seitenleitwerksmassen

	$m_V$ [kg] <i>Raymer</i>	$m_V$ [kg]	Abweichung [%]
Lockheed Jetstar	100,16	88,67	+12,96
Learjet 25D	34,01	66,19	-48,62
Learjet 28	34,01	66,19	-48,62
Cessna Citation 2	46,35	56,05	-17,31
Gulfstream American G2	141,12	409,91	-65,57

**Bild 4.5** Abweichungen der Seitenleitwerksmassen**Massegruppe Bugfahrwerk:****Tabelle 4.8** Vergleich der Bugfahrwerksmassen

	$m_{LG,N}$ [kg] <i>Raymer</i>	$m_{LG,N}$ [kg]	Abweichung [%]
Lockheed Jetstar	125,24	72,19	+73,49
Learjet 25D	61,24	46,27	+32,35
Learjet 28	61,24	46,27	+32,35
Cessna Citation 2	55,11	39,46	+39,66
Gulfstream American G2	264,54	145,60	+81,69

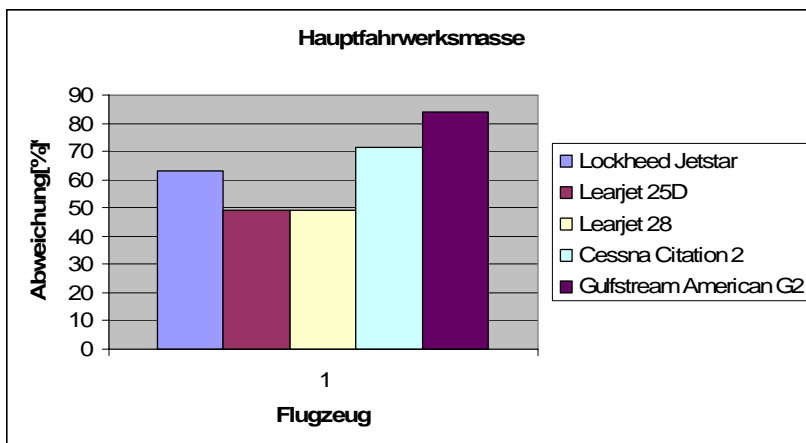


**Bild 4.6** Abweichungen der Bugfahrwerksmassen

### Massegruppe Hauptfahrwerk:

**Tabelle 4.9** Vergleich der Hauptfahrwerksmassen

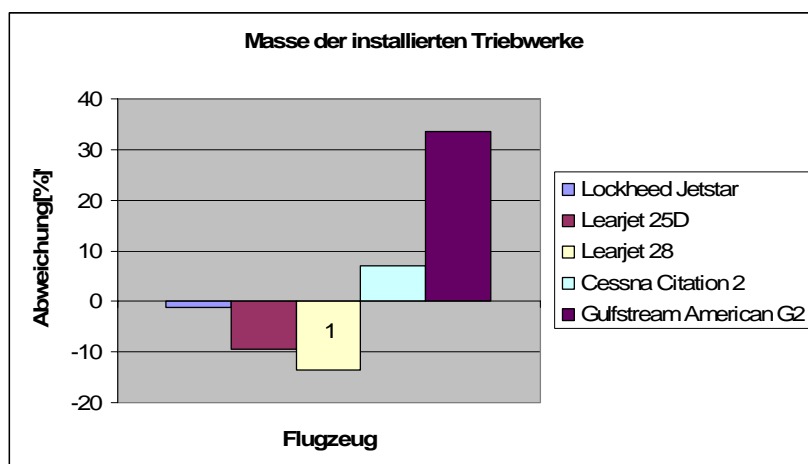
	$m_{LG,M}[\text{kg}]$ Raymer	$m_{LG,M} [\text{kg}]$	Abweichung [%]
Lockheed Jetstar	667,97	409,07	+63,29
Learjet 25D	326,59	218,63	+49,38
Learjet 28	326,59	218,63	+49,38
Cessna Citation 2	293,90	171,46	+71,41
Gulfstream American G2	1410,86	766,57	+84,05



**Bild 4.7** Abweichungen der Hauptfahrwerksmassen

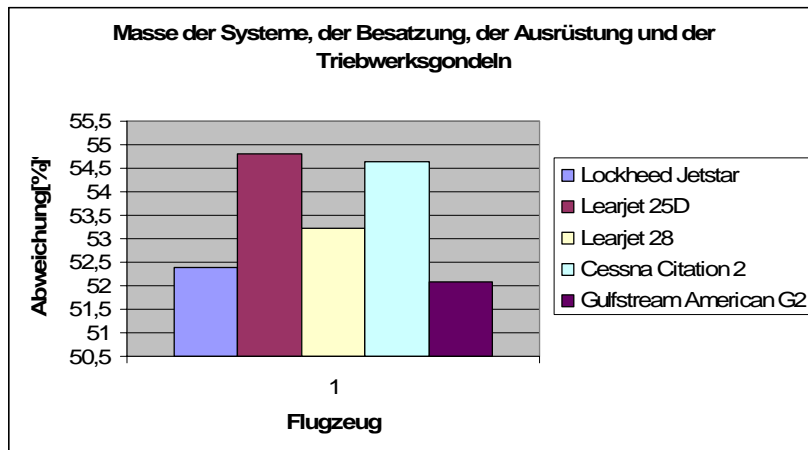
**Massegruppe installierte Triebwerke:****Tabelle 4.10** Vergleich der Masse der installierten Triebwerke

	$m_{E,inst}$ [kg] Raymer	$m_{E,inst}$ [kg]	Abweichung [%]
Lockheed Jetstar	1108,80	1122,64	-1,23
Learjet 25D	504,00	556,10	-9,37
Learjet 28	504,00	582,41	-13,46
Cessna Citation 2	697,20	650,90	+7,11
Gulfstream American G2	4172,00	3123,43	+33,57

**Bild 4.8** Abweichungen der Massen der installierten Triebwerke**Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung und Triebwerksgondel :****Tabelle 4.11** Vergleich der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung und Triebwerksgondel

	$m$ [kg] Raymer	$m$ [kg]	Abweichung [%]
Lockheed Jetstar	1391,60	2656,69	+52,38
Learjet 25D	680,40	1241,48	+54,80
Learjet 28	680,40	1278,67	+53,21
Cessna Citation 2	612,30	1120,83	+54,63
Gulfstream American G2	2939,30	5643,59	+52,08





**Bild 4.9** Abweichungen der Massegruppen Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Triebwerks-gondel

### 4.3 Anpassung der Faktoren mit den vorhandenen Massedaten

Analog zur Faktorangepassung für Passagierflugzeuge sollen jetzt die Faktoren für die Businessjets angepasst werden. Zunächst wird auch hier die Standardabweichung für die alten Faktoren berechnet.

**Tabelle 4.12** Standardabweichungen der Businessjets ohne Korrektur

	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
<b>Lockheed Jetstar</b>	-62,2	-54,2	-56,3	13,0	73,5	63,3	-1,2	-47,6	2,18	-37,0
<b>Learjet 25D</b>	-68,1	-42,1	-49,1	-48,6	32,3	49,4	-9,4	-45,2	1,68	-36,7
<b>Learjet 28</b>	-71,6	-43,9	-49,1	-48,6	32,3	49,4	-13,5	-46,8	1,77	-40,6
<b>Cessna Citation 2</b>	-54,4	-19,8	-17,3	-17,3	39,7	71,4	7,1	-45,4	1,27	-23,9
<b>Gulfstream American G2</b>	-74,9	-64,3	-65,6	-65,6	81,7	84,0	33,6	-47,9	3,55	-33,3
$\sigma$ [%]	75%	53%	56%	49%	63%	73%	19%	52%	<b>52%</b>	<b>39%</b>

- (1) Abweichungen der Massegruppe Flügel [%]
- (2) Abweichungen der Massegruppe Rumpf [%]
- (3) Abweichungen der Massegruppe Höhenleitwerk [%]
- (4) Abweichungen der Massegruppe Seitenleitwerk [%]
- (5) Abweichungen der Massegruppe Bugfahrwerk [%]
- (6) Abweichungen der Massegruppe Hauptfahrwerk [%]
- (7) Abweichungen der Massegruppe installierte Triebwerke [%]
- (8) Abweichungen der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Gondel [%]
- (9) Summe der Quadrate der Abweichungen für alle Massegruppen des betrachteten Flugzeugs
- (10) Abweichung zum ermittelten  $m_{OE}$  [%]

Hier sind mit Ausnahme der Massegruppe der installierten Triebwerke alle Massegruppen einer hohen Standardabweichung unterlegen. Die Standardabweichung für alle Massegruppen liegt bei 52% (roter Wert). Auch die Gesamtstandardabweichung zu  $m_{OE}$  ist mit 39% sehr hoch (grüner Wert).

Mit Hilfe des Excel-Solvers sollen jetzt acht neue Faktoren gefunden werden, die die Bedingung einer minimalen Standardabweichung aus allen Fehlerquadraten erfüllen sollen. Für die betrachteten Businessjets ergeben sich mit den acht von Excel optimierten Faktoren folgende Resultate.

**Tabelle 4.13** Standardabweichungen mit alten Bezugsparametern und Faktoroptimierung

	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
<b>Lockheed Jetstar</b>	7,1	-22,5	-24,0	44,3	12,0	-0,8	-6,8	-2,0	0,33	-5,6
<b>Learjet 25D</b>	-9,8	-2,2	-11,6	-34,4	-14,6	-9,2	-14,5	2,5	0,19	-5,3
<b>Learjet 28</b>	-19,7	-5,1	-11,6	-34,4	-14,6	-9,2	-18,4	-0,4	0,24	-9,8
<b>Cessna Citation 2</b>	29,2	35,6	43,7	5,6	-9,8	4,1	1,0	2,2	0,42	13,0
<b>Gulfstream American G2</b>	-29,0	-39,7	-40,2	-56,0	17,3	11,8	26,0	-2,6	0,83	-9,6
$\sigma$ [%]	24%	29%	33%	43%	16%	9%	18%	2%	<b>23%</b>	<b>10%</b>

- (1) Abweichungen der Massegruppe Flügel [%]
- (2) Abweichungen der Massegruppe Rumpf [%]
- (3) Abweichungen der Massegruppe Höhenleitwerk [%]
- (4) Abweichungen der Massegruppe Seitenleitwerk [%]
- (5) Abweichungen der Massegruppe Bugfahrwerk [%]
- (6) Abweichungen der Massegruppe Hauptfahrwerk [%]
- (7) Abweichungen der Massegruppe installierte Triebwerke [%]
- (8) Abweichungen der Massegruppe Systeme, Besatzung, Ausrüstung, Gondel [%]
- (9) Summe der Quadrate der Abweichungen für alle Massegruppen des betrachteten Flugzeugs
- (10) Abweichung zum ermittelten  $m_{OE}$  [%]

Der rote Wert ist die Zielzelle in Excel für den Solver. Er beinhaltet die Summe aller 40 Fehlerquadrate und gibt daraus den geringstmöglichen Wert der Standardabweichung für die neuen Faktoren wieder. Durch die neuen Faktoren konnte dieser Wert um 29% verbessert werden.

Der grüne Wert gibt jetzt den neuen Wert für die Standardabweichung aller Flugzeuge zu  $m_{OE}$  ermittelt an. Dieser Wert konnte durch die neuen Faktoren ebenfalls um 29% verbessert werden.

Die neuen Faktoren, die von Excel ermittelt wurden sind folgende:

**Tabelle 4.14** Optimierte Faktoren mit alten Bezugsparametern

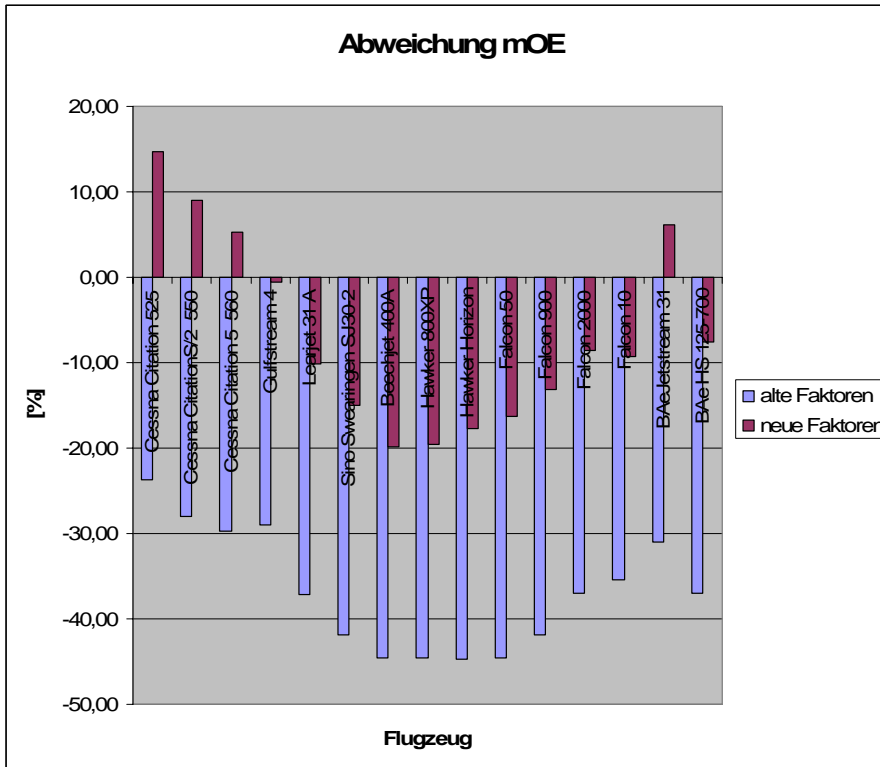
	Faktor alt	Faktor neu
$k_1$	12,2	34,53
$k_2$	6,8	11,50
$k_3$	9,8	17,03
$k_4$	9,8	12,52
$k_5$	0,009	0,006
$k_6$	0,048	0,029
$k_7$	1,4	1,32
$k_8$	0,1	0,19

#### 4.4 Ermittlung eines Vorfaktors für andere Businessjets

Die Faktoren nach **Tabelle 4.14** sind die optimierten Faktoren für die fünf betrachteten Flugzeuge. Werden damit andere Flugzeuge untersucht, so werden hierfür ebenfalls andere Faktoren ein optimaleres Ergebnis für die Masseprognose liefern. Untersucht werden sollen sämtliche anderen Businessjets, die in Abschnitt 2 mit den alten Faktoren von **Raymer** überprüft worden sind. In Anlehnung an **Tabelle 4.1** und der in **Abschnitt 2.4-2.5.4** beschriebenen Masseprognose ergeben sich mit den neuen Faktoren folgende neue Abweichungen von der Betriebsleermasse.

**Tabelle 4.15** Überprüfung der neuen Faktoren mit anderen Businessjets

	m <sub>OE</sub> [kg]	m <sub>OE</sub> neu [kg]	Abweichung alt %	Abweichung neu %
Cessna Citation 525	1981,82	2981,65	-23,75	14,72
Cessna CitationS/2 550	2629,28	3981,70	-28,06	8,94
Cessna Citation 5 560	2815,91	4213,06	-29,67	5,22
Gulfstream 4	11423,21	16019,12	-29,06	-0,51
Learjet 31 A	2925,74	4181,76	-37,09	-10,09
Sino Swearingen SJ30-2	2081,56	3047,34	-41,90	-14,95
Beechjet 400A	2731,13	3943,86	-44,50	-19,86
Hawker 800XP	4093,53	5930,95	-44,53	-19,63
Hawker Horizon	5252,70	7808,64	-44,67	-17,75
Falcon 50	5073,85	7662,81	-44,55	-16,25
Falcon 900	5949,04	8888,28	-41,90	-13,20
Falcon 2000	5576,65	8100,52	-37,02	-8,52
Falcon 10	3152,50	4427,92	-35,40	-9,26
BAeJetstream 31	2381,47	3660,21	-30,97	6,09
BAe HS 125-700	3672,41	5388,66	-36,97	-7,51



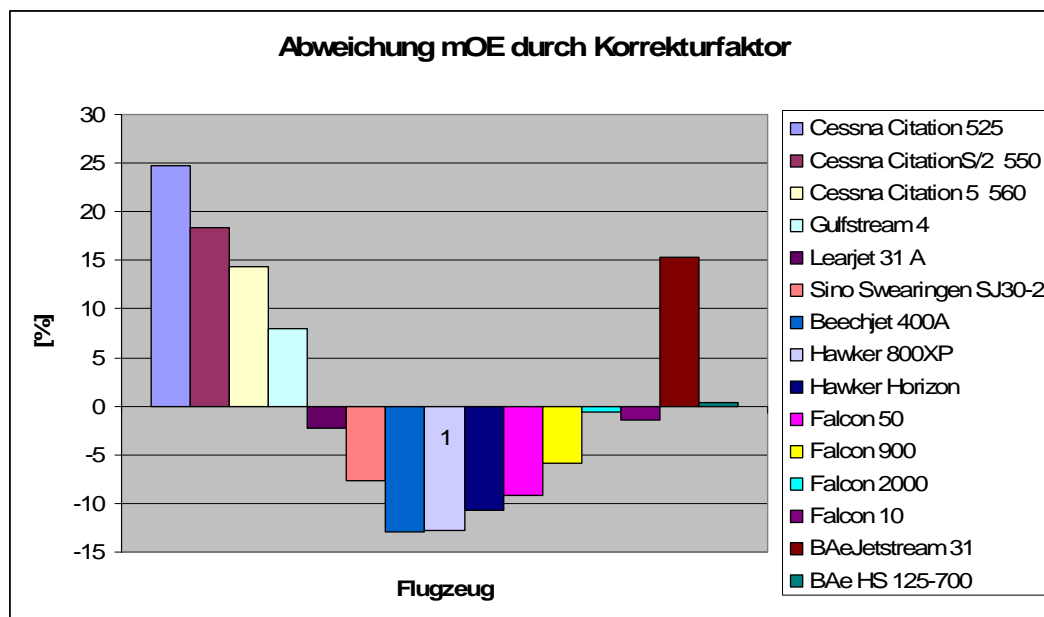
**Bild 4.10** Vergleich anderer Businessjets mit den neuen Faktoren

Mit dem Excel-Solver wurde ein Korrekturfaktor  $K_x=1,0923$  ermittelt, der zusammen mit den neuen Faktoren zu einer verbesserten Anpassung an die Betriebsleermasse geführt hat. Mit einer durchschnittlichen Abweichung zu  $m_{OE}$  von 1,19% bei den hier betrachteten Flugzeugen ergibt sich folgende Abweichung:

**Tabelle 4.16** Abweichung der Betriebsleermasse mit neuen Faktoren und Korrekturfaktor

	$m_{OE}$	$m_{OE}$	Abweichung
--	----------	----------	------------

	[kg]	neu [kg]	$m_{OE}$ %
Cessna Citation 525	1981,82	3242,61	24,76
Cessna CitationS/2 550	2629,28	4327,70	18,40
Cessna Citation 5 560	2815,91	4579,30	14,37
Gulfstream 4	11423,21	17393,59	8,02
Learjet 31 A	2925,74	4543,55	-2,31
Sino Swearingen SJ30-2	2081,56	3309,75	-7,63
Beechjet 400A	2731,13	4284,91	-12,93
Hawker 800XP	4093,53	6438,40	-12,76
Hawker Horizon	5252,70	8477,88	-10,70
Falcon 50	5073,85	8314,41	-9,13
Falcon 900	5949,04	9643,33	-5,83
Falcon 2000	5576,65	8798,24	-0,64
Falcon 10	3152,50	4809,99	-1,43
BAeJetstream 31	2381,47	3977,18	15,28
BAe HS 125-700	3672,41	5849,59	0,40



**Bild 4.11** Abweichungen der Betriebsleermassen durch Korrekturfaktor

Durch den Korrekturfaktor konnte eine Minimierung der Gesamtabweichung der Ergebnisse erzielt werden.

## 5 Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurden für die betrachteten Flugzeuggruppen Faktoren gefunden, die zu besseren Ergebnissen der betrachteten Flugzeuge führte. Es kann jedoch auf Grund des großen Pensums an vorhandenen Flugzeugen nicht von einer generellen Optimierung ausgegangen werden. Die verbesserten Faktoren sind in dieser Form nur dann optimal, wenn die beschriebenen Referenzparameter aus **Abschnitt 2** auch in der Form verwendet werden. Für die Seitenleitwerksfläche wurde hier vereinfacht der Wert der Literatur verwendet und müsste mit diesen Faktoren auch so belassen werden. Um die Class I Methode weiter zu verbessern, wäre es Sinnvoll, die Flugzeuggruppen weiter zu differenzieren, um dann für jede Kategorie von Flugzeugen jeweils getrennt Faktoren für die Masseprognose zu ermitteln. Hier könnten auch zusätzlich beispielsweise die Passagierflugzeuge in Kurz-, Mittel-, und Langstreckenflugzeuge unterteilt werden. Die ermittelten Faktoren der betrachteten Businessjets sind auch nur für diese Gruppe der Flugzeuge geeignet. Viele dieser Flugzeuge sind zu schwer um der gesamten Gruppe der Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt gerecht werden zu können. Es wurde jedoch Wert darauf gelegt, nur Flugzeuge zu betrachten, die der gleichen Kategorie zugeordnet werden können, um für diese spezielle Gruppe eine Optimierung zu erreichen.

## Literaturverzeichnis

- Fernandes** FERNANDES, Eurico: *Vergleich Verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Flugzeugbau, theoretische Arbeit, 2000.
- Fernandes** FERNANDES DA MOURA, Eurico J.: *Vergleich Verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Abt. Flugzeugbau, Diplomarbeit, 2001.
- JAR 23** JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Aviation Requirements, JAR-23, Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes*
- JAR 25** JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Aviation Requirements, JAR-25, Large Aeroplanes*
- Jane's 1991** LAMBERT, Mark (Bearb.): *Jane's all the Worlds Aircraft 1991-92*. Coulsdon : Jane's Information Group, 1991
- Jane's 1992** LAMBERT, Mark (Bearb.): *Jane's all the Worlds Aircraft 1992-93*. Coulsdon : Jane's Information Group, 1992
- Jane's 1996** JANE, Frederick Thomas (Hrsg.): *Jane's all the Worlds Aircraft 1996-97*. Coulsdon : Jane's Information Group, 1996
- Jane's 2001** JACKSON, Paul (Bearb.): *Jane's all the Worlds Aircraft 2001-2002*. Coulsdon : Jane's Information Group, 2001
- Raymer 89** Daniel, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington D.C: AIAA, 1989
- Raymer 92** Daniel, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington D.C: AIAA, 1992

- Roskam V** ROSKAM, Jan: *Airplane Design*.Bd.5. *Preliminary Calculation of weight*. Ottawa, Kansas, 1989
- Niederkleine; S.** NIEDERKLEINE, Marco; SCHLIEMANN, Karsten: *Erstellung einer Datenbasis mit Entwurfsdaten für Passagierflugzeuge*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Abt. Flugzeugbau, theoretische Arbeit, 1999
- Scholz 1999** Scholz, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Abt. Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 1999
- Torenbeek 88** TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft : Delft University Press, 1988
- Uni Würzburg** [URL:http://cip.physik.uni-wuerzburg.de/~pschirus/flugzeuge/](http://cip.physik.uni-wuerzburg.de/~pschirus/flugzeuge/)  
(04.03.06)
- Wikipedia** [URL:http://wikipedia.org](http://wikipedia.org) (04.03.06)



## Anhang A

### Flugzeugdaten der Kategorie Transportflugzeuge

	Trw.-Typ	Trw.-Anzahl	Trw.-Trockenmasse [kg]	$m_{OE}$ [kg]	$m_{MTO}$ [kg]	*
A300-600	CF6-80C2A1	2	4144	79210	165000	11111
A310-300	CF6-80C2A8	2	4144	80237	150000	11111
A318-100	PW6122	2	1860	39035	59000	44244
A319-100	CFM56-5A4	2	2266	40160	64000	44244
A320-200	CFM56-5A1	2	2259	41310	73500	11111
A330-300	CF6-80E1	2	4818	118511	212000	11111
A340-300	CFM56-5C2	4	2492	126061	253500	22211
A380	Trent 900	4	6437	275000	548000	44544
B737-300	CFM56-3B-1	2	1940	31895	56472	12222
B737-500	CFM56-3B-1	2	1940	30953	52390	12222
B747-400	CF6-80C2B1	4	4144	181030	362875	44344
B757-200	PW2037s	2	3311	58325	99790	11144
B757-300	PW2040	2	3311	63655	108860	11144
B767-200	CF6-80C2B2F	2	4144	84685	156490	11111
B767-300	CF6-80C2B4F	2	4144	90535	172365	11111
B777-200	GE90-77B	2	7559	140615	229575	44344
B777-300	PW4090	2	6335	158170	263080	44344
Boeing MD11	PW4460	3	4264	130165	273314	44344
ILYUSHIN 2-96-M	PW2337s	4	3311	132400	270000	44244

\*

- 1 Jane`s 1991-1992
- 2 Jane`s 1992-1993
- 3 Jane`s 1996-1997
- 4 Jane`s 2001-2002
- 5 Airbus

## Flugzeugdaten der Kategorie Transportflugzeuge

	$S_V$ [m <sup>2</sup> ]	$S_H$ [m <sup>2</sup> ]	$S_W$ [m <sup>2</sup> ]	$c_r$ [m]	$c_f$ [m]	$h_f$ [m]	$d_f$ [m]	$l_f$ [m]	*
A300-600	45,20	64	260	9,40	-	5,64	5,64	53,3	1114-111
A310-300	45,20	64	219	8,38	-	5,64	5,64	45,13	1414-111
A318-100	21,50	31	122,4	6,07	-	4,14	3,95	31,45	3333-633
A319-100	21,50	31	122,4	6,07	-	4,14	3,95	33,84	3334-133
A320-200	21,50	31	122,4	6,07	-	4,14	3,95	37,54	1114-111
A330-300	45,20	70	363,1	10,56	-	5,64	5,64	62,35	5515-117
A340-300	45,20	70	363,1	10,56	-	5,64	5,64	62,57	6615-111
A380	120	210	845	19,95	-	8,56	7,14	70,40	6667-666
B737-300	23,18	31,31	105,4	6,01	4,71	4,01	3,76	32,2	11142557
B737-500	23,18	31,31	105,4	6,01	4,71	4,01	3,76	29,8	55542447
B747-400	77,1	136,6	588	14,75	16,56	7,33°	6,5	56,39	44444444
B757-200	45,98	62,89	185,25	9,15	8,20	4,01	3,76	46,96	33373223
B757-300	45,98	62,89	185,25	9,15	8,20	4,01	3,76	54,08	33373223
B767-200	46,14	77,69	283,3	9,22	8,57	5,03	4,72	47,21	33373373
B767-300	46,14	77,69	283,3	9,22	8,57	5,03	4,72	53,67	33373373
B777-200	53,23	101,2 6	427,8	15,65	13,51	6,20	5,81	62,74	33377373
B777-300	53,23	101,2 6	427,8	15,65	13,51	6,20	5,81	72,71	33377383
Boeing MD11	56,21	85,47	338,91	12,17	10,71	6,02	5,64	58,65	33373373
ILYUSHI N 2-96-M	61	96,50	391,60	11,68	-	6,08	5,70	60,50	3337-373

\*

- 1 Jane`s 1991-1992
- 2 Jane`s 1992-1993
- 3 Jane`s 2001-2002
- 4 aus theoretischer Arbeit „Erstellung einer Datenbasis mit Entwurfsdaten für Passagierflugzeuge **Niederkleine, Schliemann**
- 5 aus ähnlichen Flugzeugen/Größenvergleich
- 6 Airbus
- 7 aus Dreiseitenansicht
- ° gemittelt

## Flugzeugdaten der Kategorie Transportflugzeuge

	$b$ [m]	$\varphi_{25\ W}$ [°]	$\varphi_{25\ H}$ [°]	$\varphi_{25\ V}$ [°]	$L_H$ [m]	$L_V$ [m]	$T_{To}$ [N]	$m_{MZF}$ [kg]	*
A300-600	44,84	28	34	40	25,60	24,9	524891,14	129999	11222211
A310-300	43,90	28	34	40	22,50	20,2	524880	113988	11222221
A319-100	34,09	24,96	29	34	11,67	10,67	195800	57000	11222221
A340-300	58,00	29,7	29,7	40	26,50	25,5	555200	173000	11222221
B737-300	28,88	25	30	35	14,78	14,78	177931,86	47627	11222211
B737-500	28,88	25	30	35	14,00	14,78	177931,86	46493	11222211
B747-400	64,44	37	37,5	45	32,50	32,50	1008200	242670	11222222

- 1 Daten der Uni Würzburg
- 2 aus theoretischer Arbeit „Erstellung einer Datenbasis mit Entwurfsdaten für Passagierflugzeuge“ **Niederkleine, Schliemann**

## Anhang B

### Flugzeugdaten der Kategorie Allgemeine Luftfahrt

	Trw.-Typ	Trw.-Anzahl	Trw.-Trockenmasse [kg]	$m_{OE}$ [kg]	$m_{MTO}$ [kg]	*
Cessna Citation 525	Williams FJ 44	2	202	2599	4536	22222
Cessna CitationS/2 550	PW-JT15D-4B	2	258	3655	6849	22222
Cessna Citation 5 560	PW-JT15D-5A	2	291,50	4004	7212	22222
Gulfstream 4	RR-Tay Mk 611-8	2	1406	16102	33203	22222
Learjet 31 A	TFE731-23B	2	346	4651	7711	33233
Sino Swearingen SJ30-2	Williams FJ44-2A	2	202	3583	5987	33233
Beechjet 400A	PW JT15D-5	2	291,50	4921	7303	33233
Hawker 800XP	TFE731-5BR-1H	2	408	7380	12701	33233
Hawker Horizon	PW308A	2	450	9494	16329	33233
Falcon 50	TFE731-3	3	337	9150	17600	22222
Falcon 900	TFE731-5AR-1C	3	402	10240	20640	22222
Falcon 2000	CFE 738	2	569,7	8855	15875	22222
Falcon 10	TFE731-2	2	329	4880	8500	11111
BAe Jetstream 31	TPE-331-10	2	172	3450	6600	11111
BAe HS 125-700	TFE731-3	2	337	5826	11566	11111
Lockheed Jetstar	PWJT12A6	4	198	7525	13916	44555
Learjet 25D	CJ610-8A	2	180	3605	6804	44555
28Learjet	CJ610-8A	2	180	3905	6804	44555
Cessna Citation 2	-	2	249	3186	6123	-4555
Gulfstream American G2	RR-MK511-8	2	1490	16157	29393	44555

\*

- 1 Jane`s 1991-1992
- 2 Jane`s 1992-1993
- 3 Jane`s 2001-2002
- 4 Internetseiten von Wikipedia
- 5 **Roskam 5**, Appendix A

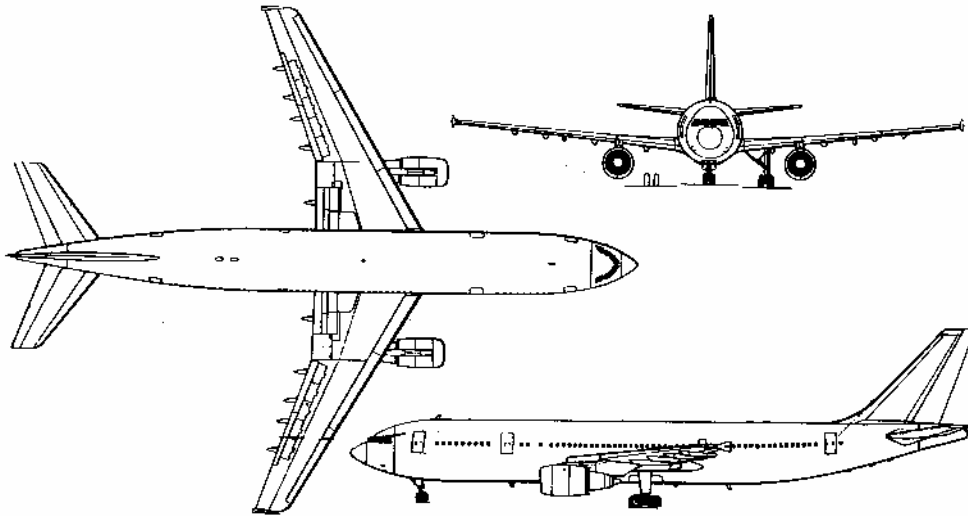
## Flugzeugdaten der Kategorie Allgemeine Luftfahrt

	$S_V$ [m <sup>2</sup> ]	$S_H$ [m <sup>2</sup> ]	$S_W$ [m <sup>2</sup> ]	$c_r$ [m]	$c_f$ [m]	$h_f$ [m]	$d_f$ [m]	$l_f$ [m]	*
Cessna Citation 525	4,72	5,03	22,30	2,33	-	1,73	1,73	12,67	2228-888
Cessna CitationS/2 550	4,73	6,48	31,83	3,24	-	1,62	1,62	13,58	2228-888
Cessna Citation 5 560	4,73	7,88	31,83	3,24	-	1,62	1,62	14,22	2228-888
Gulfstream 4	10,92	18,83	88,29	5,94	-	2,42	2,42	24,03	2222-882
Learjet 31 A	3,57	5,02	24,57	2,56	-	1,63	1,63	13,98	3338-388
Sino Swearingen SJ30-2	1,75	4,20	17,72	2,41	-	1,52	1,44	12,79	3333-383
Beechjet 400A	6,90	6,80	22,43	2,36	-	1,85	1,68	13,15	3338-333
Hawker 800XP	7,75	9,29	34,75	3,22	-	1,93	1,75	13,44	3338-388
Hawker Horizon	10,26	13,01	49,3	4,04	-	2,13	2,13	18,24	3338-338
Falcon 50	9,82	13,35	46,83	3,97	-	2,10	2,10	17,66	2228-882
Falcon 900	9,82	13,35	49,03	4,08	-	2,50	2,50	19,75	2222-288
Falcon 2000	9,80	13,30	49,02	4,07	-	2,50	2,50	18,00	8828-888
Embraer EMB- 120	6,90	10,00	38,02 6	2,50	-	2,28	2,28	18,44 8	1111-181
Falcon 10	4,54	6,75	24,10	2,49	-	1,66	1,66	12,47	1118-881
BAeJetstream 31	7,72	7,80	25,08	2,19	-	1,98	1,98	13,40	1111-181
BAe HS 125-700	5,31	9,29	32,80	3,20	-	1,93	1,93	13,29	1118-181
Lockheed Jetstar	10,22	13,84	48,40	4,15	-	2,49	2,08	17,85	999-888
Learjet 25D	3,47	5,02	21,55	2,56	-	1,63	1,63	13,98	999-666
28Learjet	3,47	5,02	24,62	2,56	-	1,63	1,63	13,98	999-666
Cessna Citation 2	4,73	6,56	25,92	2,35	-	1,73	1,73	12,76	999-666
Gulfstream American G2	14,40	16,91	73,76	5,94	-	2,42	2,42	21,74	999-666

\*

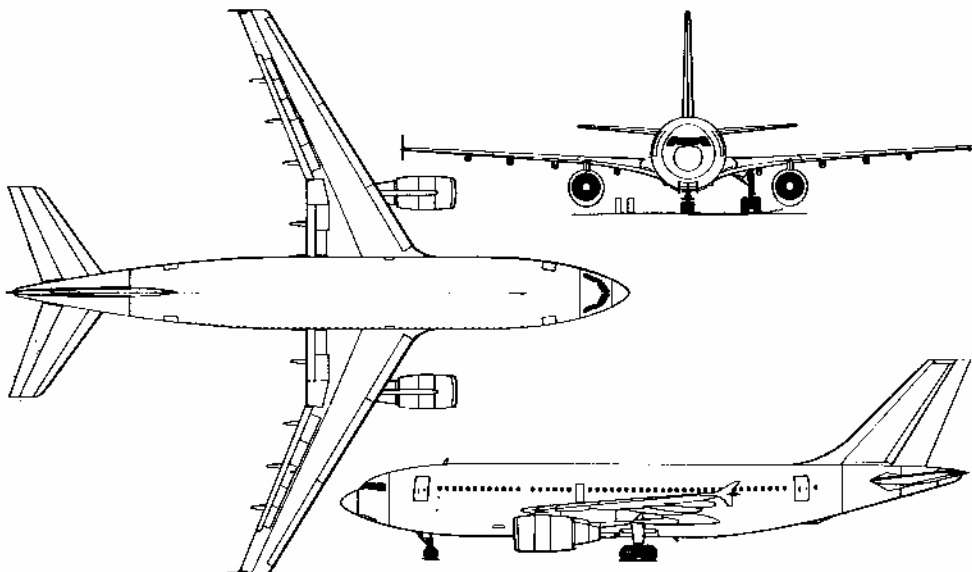
- 1 Jane`s 1991-1992
- 2 Jane`s 1992-1993
- 3 Jane`s 2001-2002
- 4 Arnold
- 5 Theoretische Arbeit Schliemann/Niederkleine
- 6 angenommen aus ähnlichen Flugzeugen/Größenvergleich
- 7 Airbus
- 8 aus Dreiseitenansichten
- 9 **Roskam 5**, Appendix A

## Anhang C



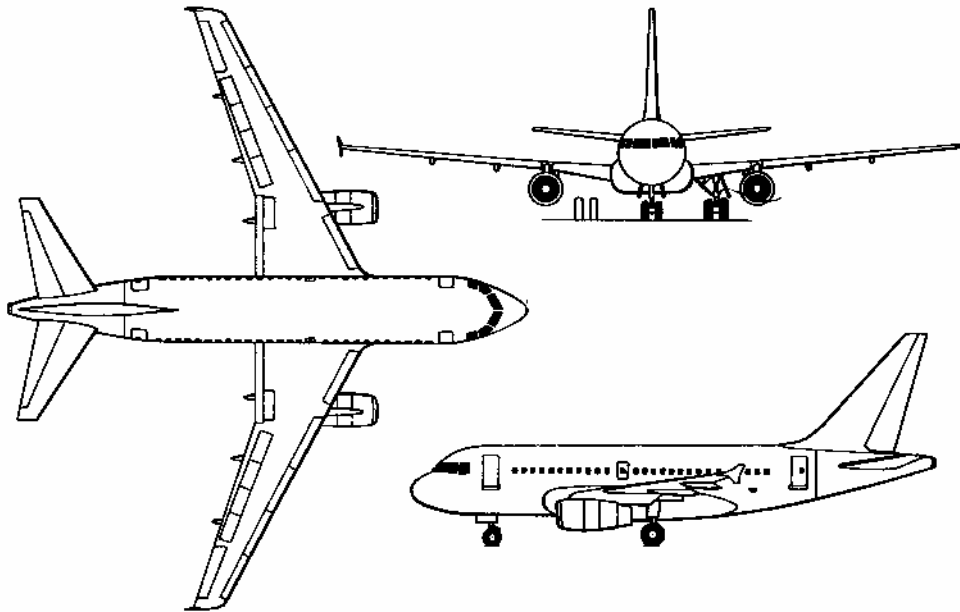
### **Airbus A300-600 aus *Jane's 1991-1992***

- Passagierflugzeug
- 267 Passagiere
- maximale Reichweite : 6820 km
- maximale Geschwindigkeit : 897 km/h
- Spannweite : 44,84 m
- Dienstgipfelhöhe : 12200 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2384 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1536 m
- Erstflug 1972



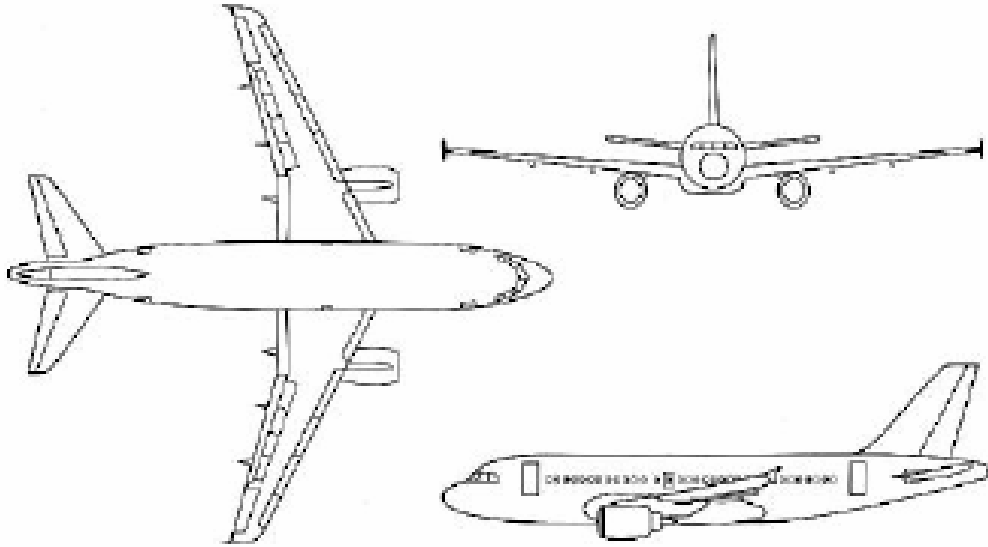
### **Airbus A310-300 aus *Jane`s 1991-1992***

- Passagierflugzeug
- 210-250 Passagiere
- maximale Reichweite : 8191 km
- Spannweite : 43,89 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2408 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1479 m
- Erstflug 1982



### **Airbus A318-100 aus *Jane`s 2001-2002***

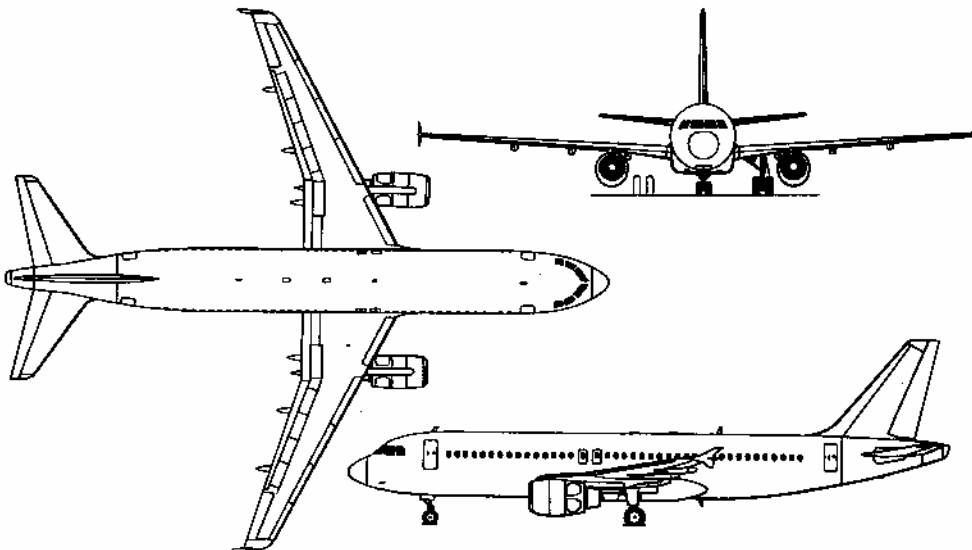
- Passagierflugzeug
- 129 Passagiere
- maximale Reichweite : 2707 km
- Spannweite : 34,09 m
- Dienstgipfelhöhe : 11890 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1630 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1332 m
- Erstflug 1998



### **Airbus A319-100 aus Daimler Chrysler**

- Passagierflugzeug
- 124-145 Passagiere
- maximale Reisegeschwindigkeit : Mach 0,82
- Spannweite : 34,09 m
- Dienstgipfelhöhe : 11890 m
- Erstflug 1995

(Daten aus *Jane`s 2001-2002*)

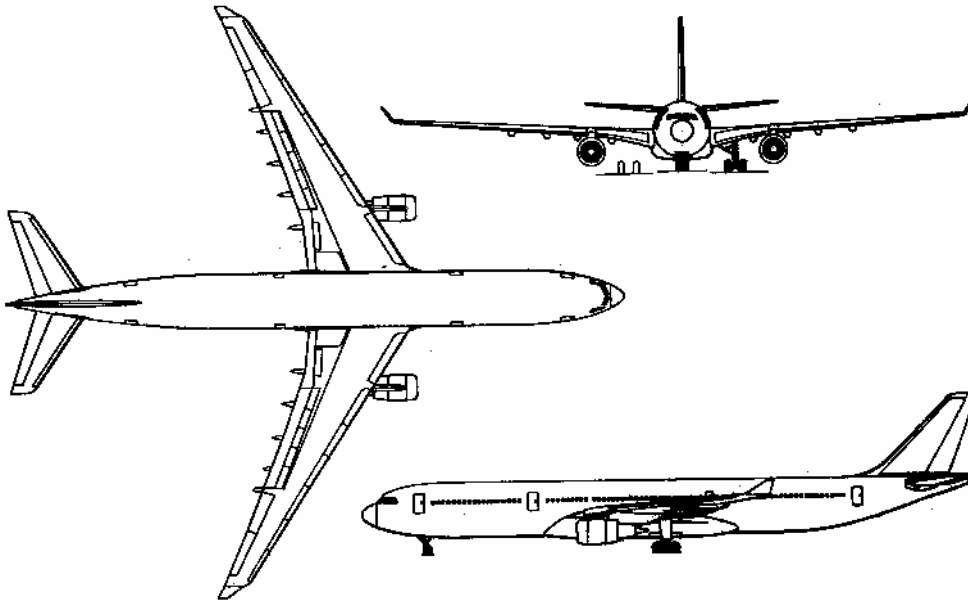


### **Airbus A320-200 aus *Jane`s 1992-1993***

- Passagierflugzeug
- 179 Passagiere
- maximale Reichweite : 5318 km
- maximale Reisegeschwindigkeit : Mach 0,82
- Spannweite : 33,91 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2340 m

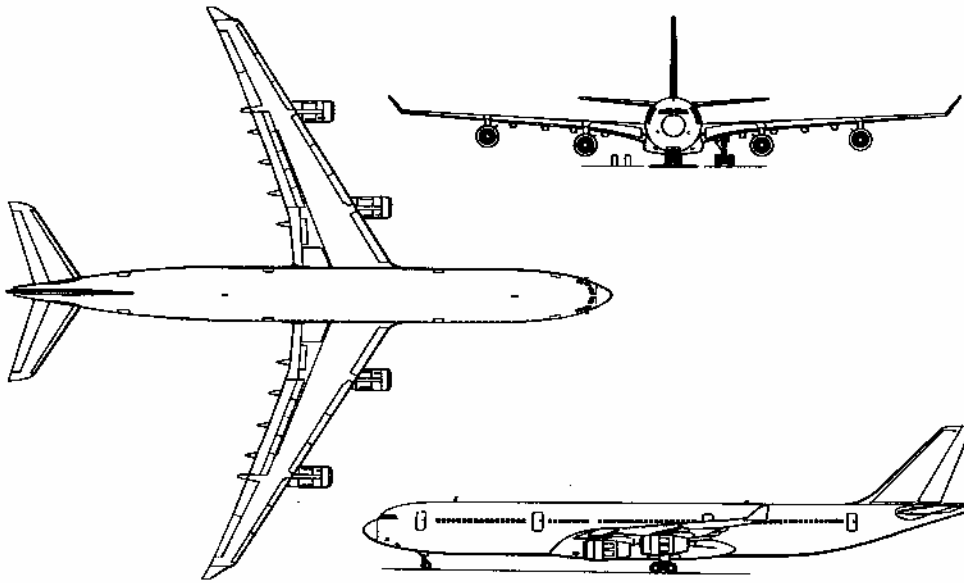


- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1470 m
- Erstflug 1987



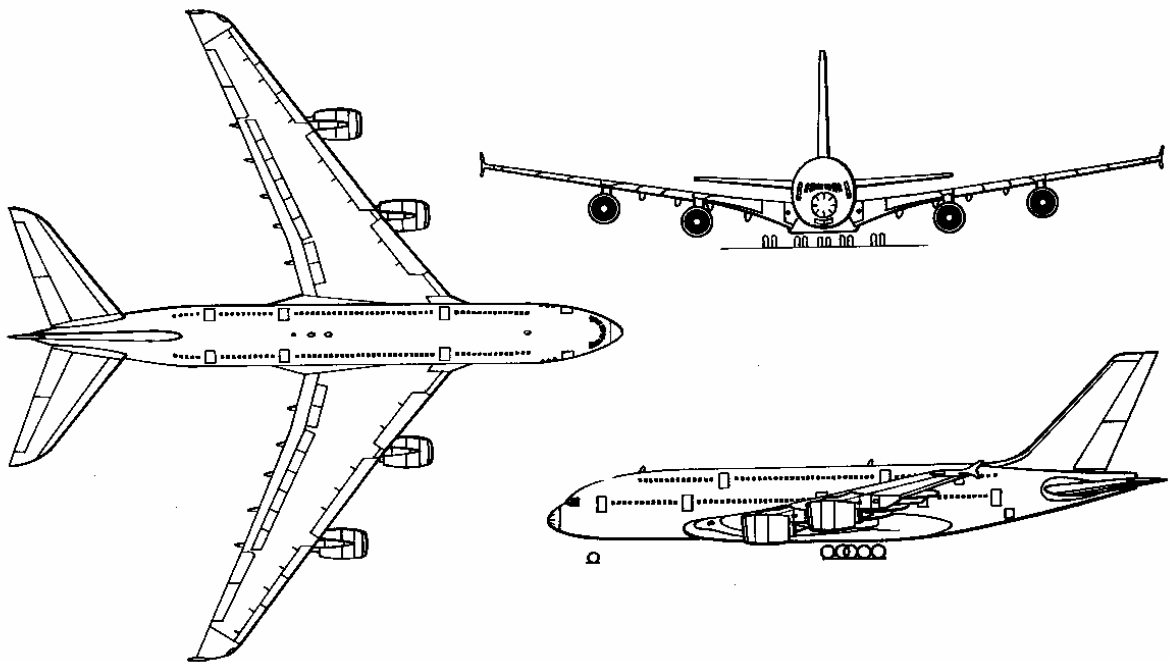
**Airbus A330-300 aus *Jane`s 2001-2002***

- Passagierflugzeug
- 335-440 Passagiere
- maximale Reichweite : 10371 km
- maximale Reisegeschwindigkeit : Mach 0,84 – 0,86
- Spannweite : 60,30 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2514 m
- Erstflug 1991



**Airbus A340-300 aus *Jane`s 2001-2002***

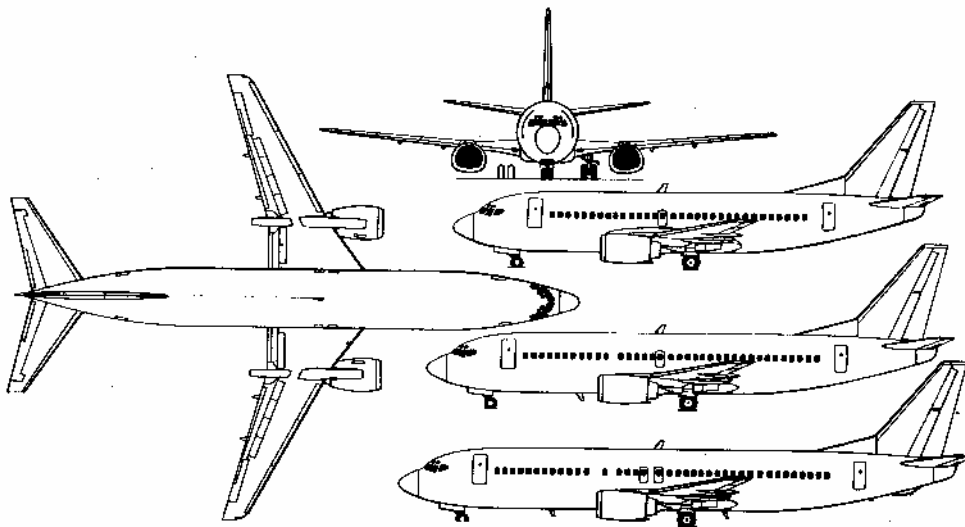
- Passagierflugzeug
- 375 Passagiere
- maximale Reichweite : 13334 km
- maximale Reisegeschwindigkeit : Mach 0,86
- Spannweite : 60,30 m
- Erstflug 1991



**Airbus A380 aus *Jane`s 2001-2002***

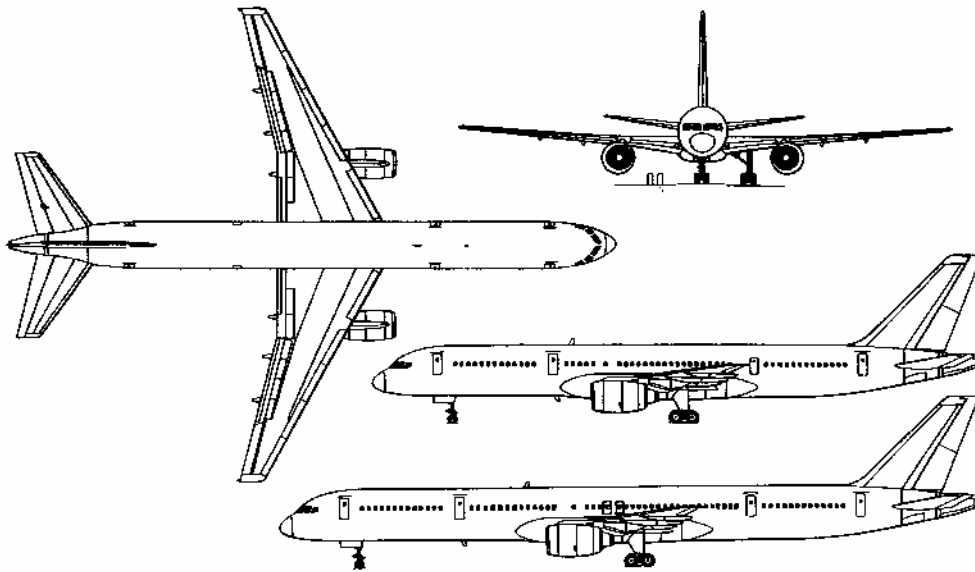
- Passagierflugzeug
- 1200 Passagiere

- maximale Reichweite : 14445 km
- maximale Reisegeschwindigkeit : 630 km/h
- Spannweite : 79,80 m
- Dienstgipfelhöhe : 13100 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 3353 m
- Erstflug 2004



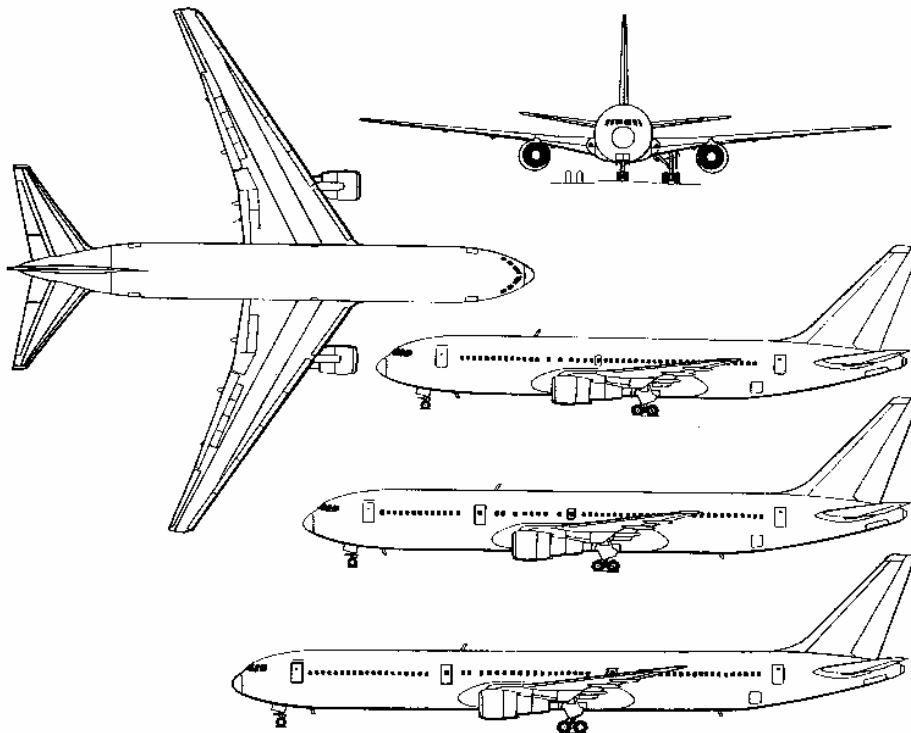
**Boeing 737-400 mit Seitenansichten der Boeing 737-300 (zweites Bild von unten) und der Boeing 737-500 (Bild oben) aus *Jane`s 1991-1992***

- Passagierflugzeug
- 141-149 Passagiere (737-300)
- maximale Reichweite : 5280 km (737-300), 3150 km (737-500)
- maximale Reisegeschwindigkeit : Mach 0,82
- Spannweite : 28,88 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2027 m (737-300)
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1603 m (737-300)
- Erstflug 1984 (737-300)
- Erstflug 1989 (737-500)



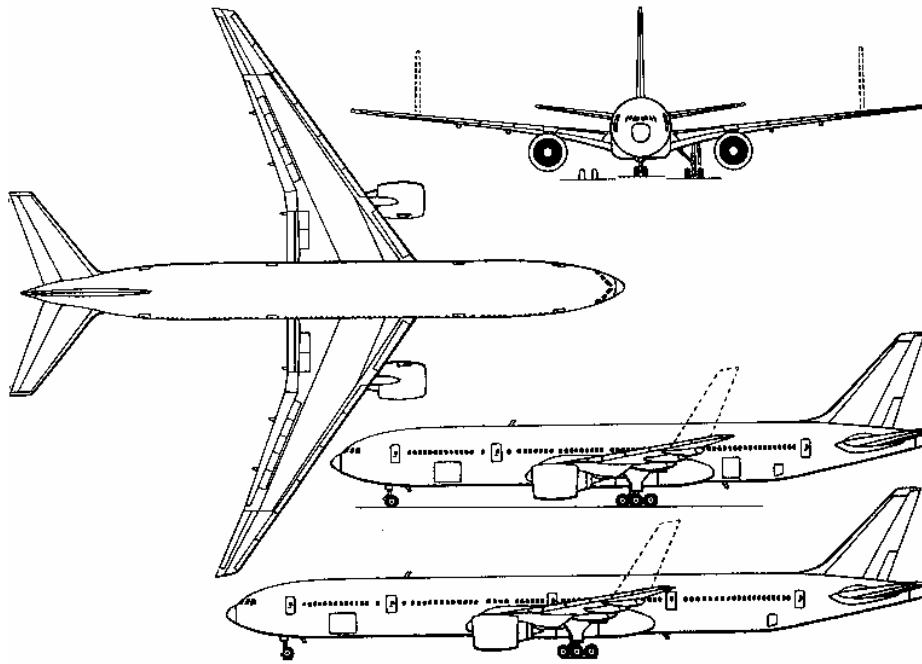
**Boeing 757-200 mit Seitenansichten der Boeing 757-300 (Bild unten) aus *Jane`s 2001-2002***

- Passagierflugzeug
- 224-231 Passagiere (757-200)
- 279 Passagiere (757-300)
- maximale Reichweite : 4759 km (757-200)
- maximale Reichweite : 4139 km (757-300)
- maximale Reisegeschwindigkeit : Mach 0,86
- Spannweite : 38,05 m
- Dienstgipfelhöhe : 11675 m (757-200)
- Dienstgipfelhöhe : 11005 m (757-300)
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1814 m (757-200)
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1463 m (757-200)
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2082 m (757-300)
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1750 m (757-300)
- Erstflug 1982 (757-200)
- Erstflug 1998 (757-300)



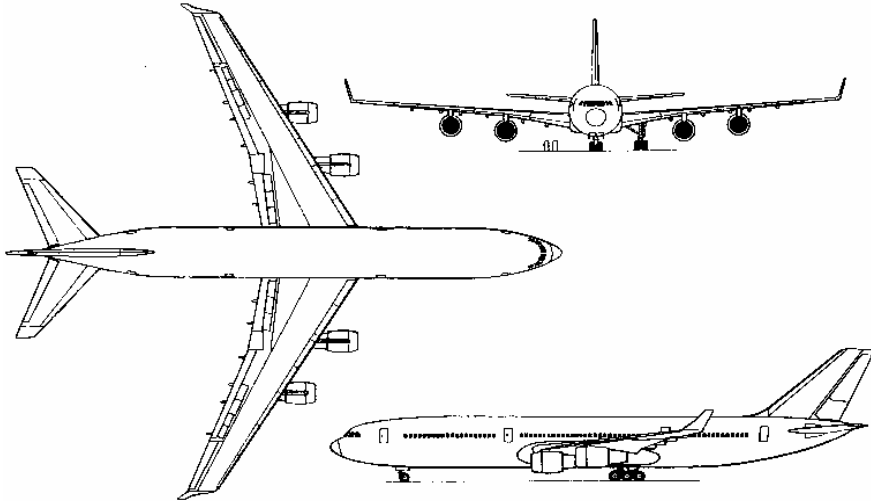
**Boeing 767-200 mit Seitenansichten der Boeing 767-300 (zweites Bild von unten) und der Boeing 767-500 (Bild unten) aus *Jane`s 2001-2002***

- Passagierflugzeug
- 224 Passagiere (767-200)
- 269 Passagiere (767-300)
- maximale Reichweite : 9491 km (767-200)
- maximale Reichweite : 10674 km (767-300)
- maximale Reisegeschwindigkeit : Mach 0,8
- Spannweite : 47,57 m
- Dienstgipfelhöhe : 10670 m (767-200)
- Dienstgipfelhöhe : 10600 m (767-300)
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2485 m (767-200)
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1524 m (767-200)
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2956 m (767-300)
- Erstflug 1983 (767-200)
- Erstflug 1986 (767-300)



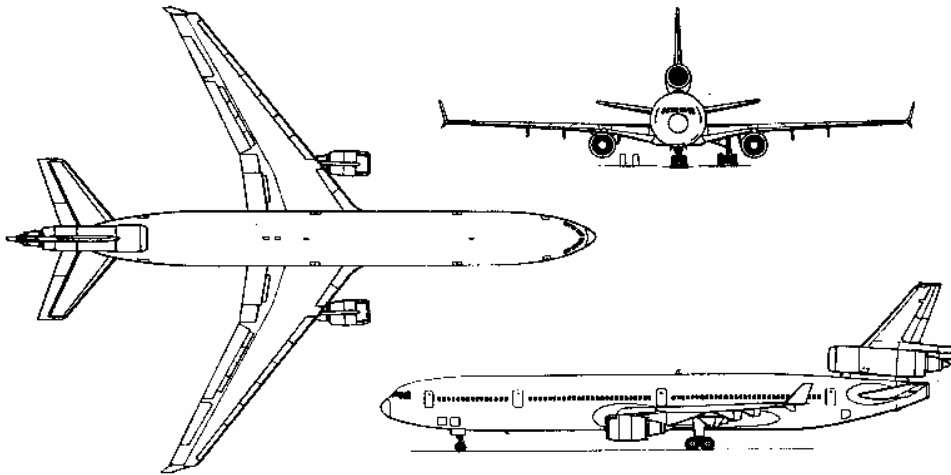
**Boeing 777-200 und Seitenansicht der Boeing 777-300 (Bild unten) aus *Janes's 2001-2002***

- Passagierflugzeug
- 375 Passagiere (777-200)
- 451 Passagiere (777-300)
- maximale Reichweite : 6982 km (777-200)
- maximale Reichweite : 13899 km (777-300)
- maximale Reisegeschwindigkeit : Mach 0,84
- Spannweite : 60,93 m
- Dienstgipfelhöhe : 11980 km (777-200)
- Dienstgipfelhöhe : 10270 km (777-300)
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2073 m (777-200)
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1570 m(777-200)
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 3582 m (777-300)
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1601 m(777-300)
- Erstflug 1994 (777-200)
- Erstflug 1997 (777-300)



**Ilyushin 2-96M aus *Jane`s 2001-2002***

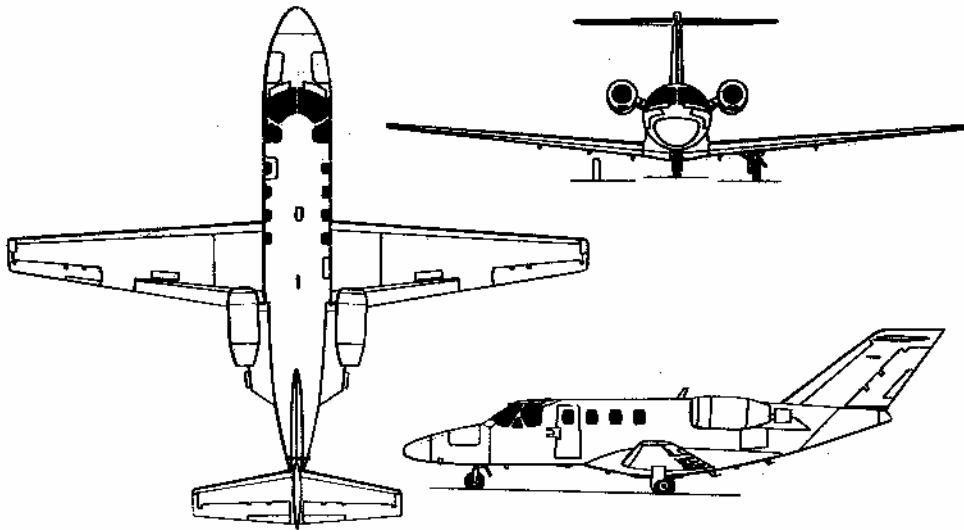
- Passagierflugzeug
- 318 Passagiere
- maximale Reichweite : 11482 km
- maximale Reisegeschwindigkeit : Mach 0,86
- Spannweite : 57,66 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2500 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 2500 m
- Erstflug 2001

**Boeing MD-11 aus *Jane`s 2001-2002***

- Passagierflugzeug
- 298 Passagiere
- maximale Reichweite : 12633 km
- maximale Geschwindigkeit : 945 km/h
- Spannweite : 51,64 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 3115 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 2118 m
- Erstflug 1990

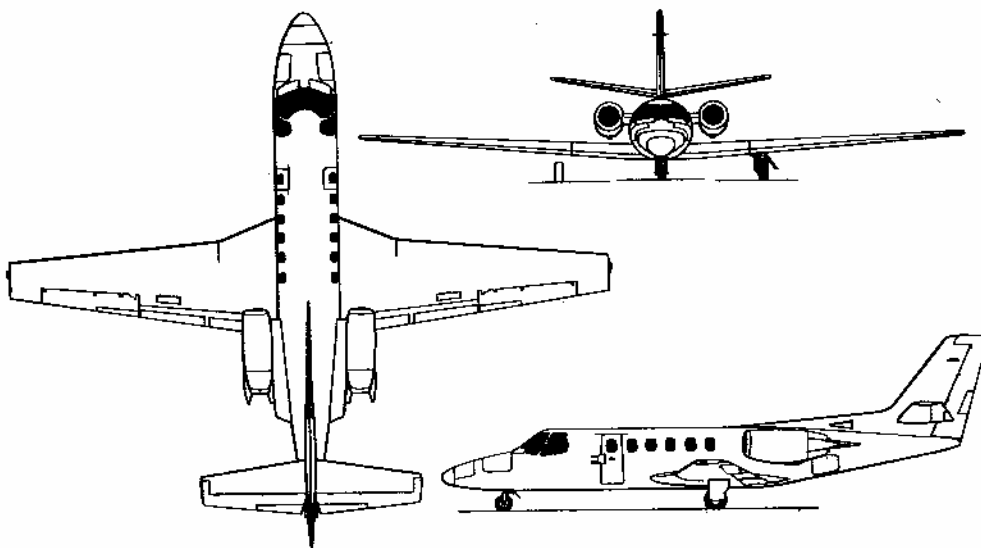


## Anhang D



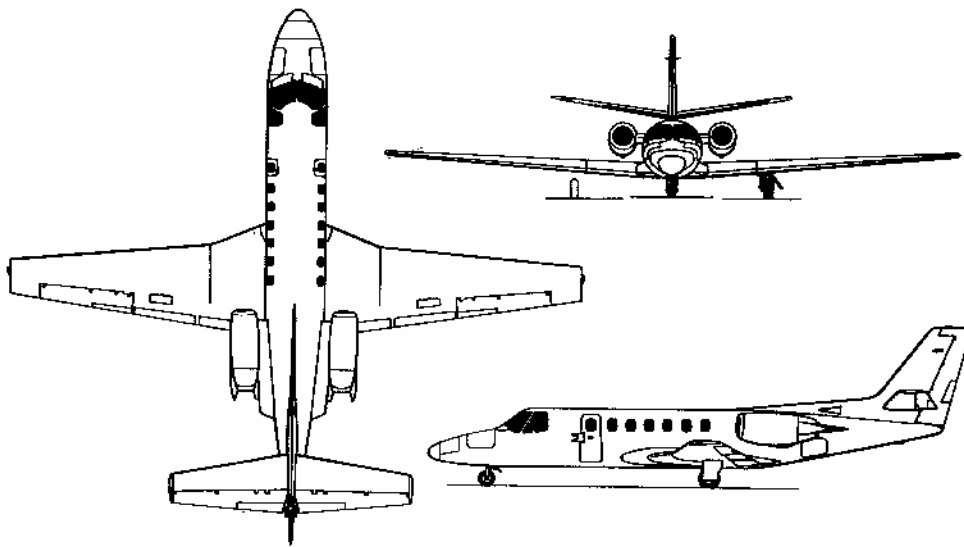
**Cessna Citation Jet 525 aus *Jane`s 1992-1993***

- Businessjet
- 6 Passagiere
- maximale Reichweite : 2780 km
- maximale Geschwindigkeit : 704 km/h
- Spannweite : 13,78 m
- Dienstgipfelhöhe : 12500 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 903 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 854 m
- Erster Prototyp 1991



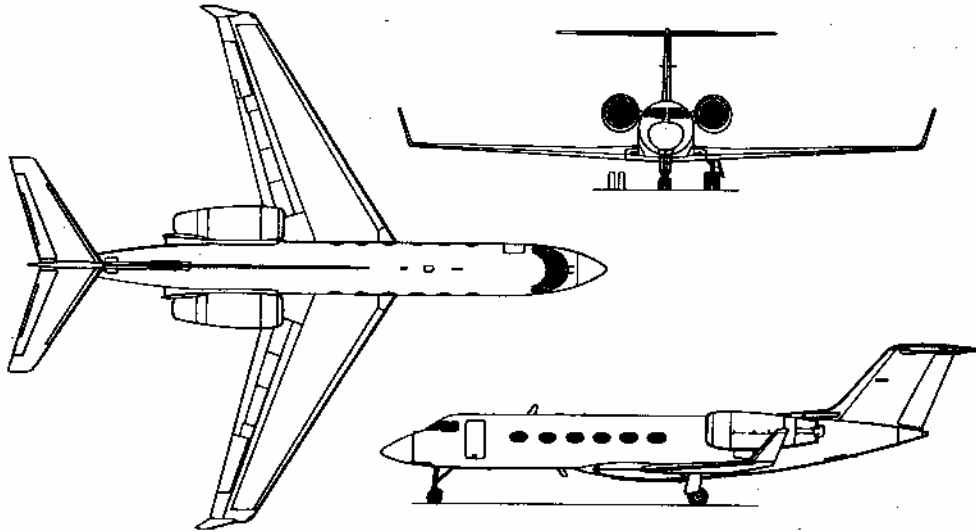
**Cessna 550 Citation S/2 aus *Jane`s 1992-1993***

- Businessjet
- 6-8 Passagiere
- maximale Reichweite : 3223 km
- maximale Geschwindigkeit : 746 km/h
- Spannweite : 15,90 m
- Dienstgipfelhöhe : 13105 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 987 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 805 m
- Erstflug 1984



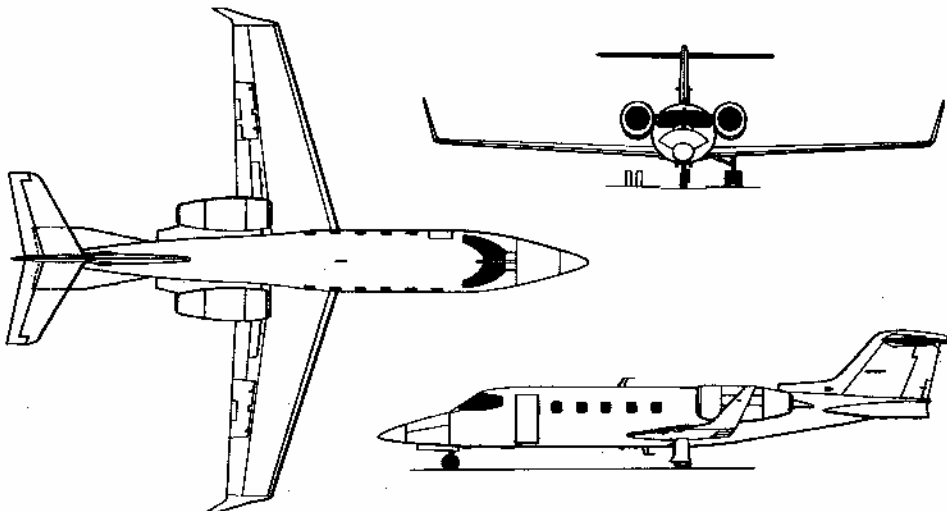
**Cessna 560 Citation 5 aus *Jane`s 1992-1993***

- Businessjet
- 8 Passagiere
- maximale Reichweite : 3558 km
- maximale Geschwindigkeit : 791 km/h
- Dienstgipfelhöhe : 13700 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 963 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 890 m
- Spannweite : 15,90 m
- Erstflug 1987



**Gulfstream 4 aus *Jane`s 1992-1993***

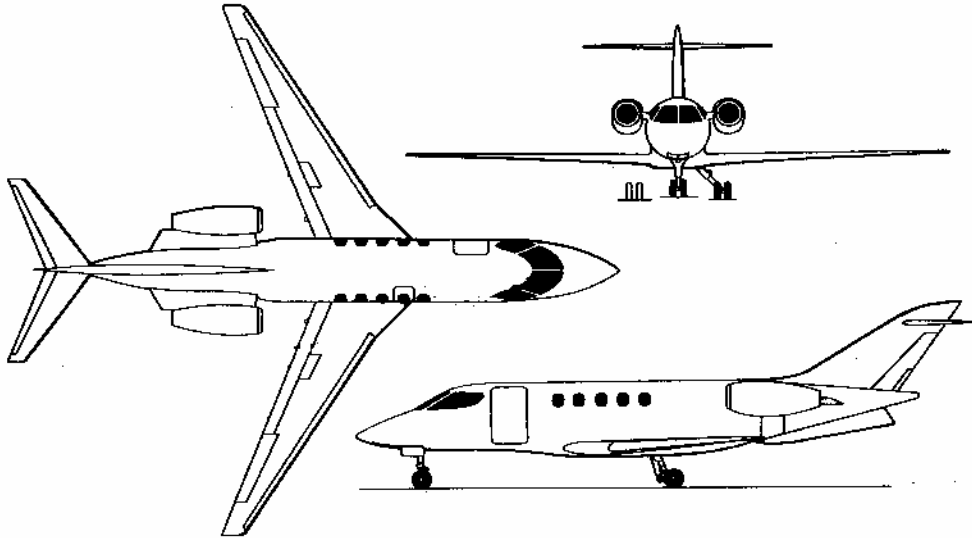
- Businessjet
- 14-19 Passagiere
- maximale Reichweite : 7820 km
- maximale Geschwindigkeit : 943 km/h
- Spannweite : 23,72 m
- Dienstgipfelhöhe : 13715 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1609 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1032 m
- Erstflug 1985



**Bombardier Learjet 31 A aus *Jane`s 2001-2002***

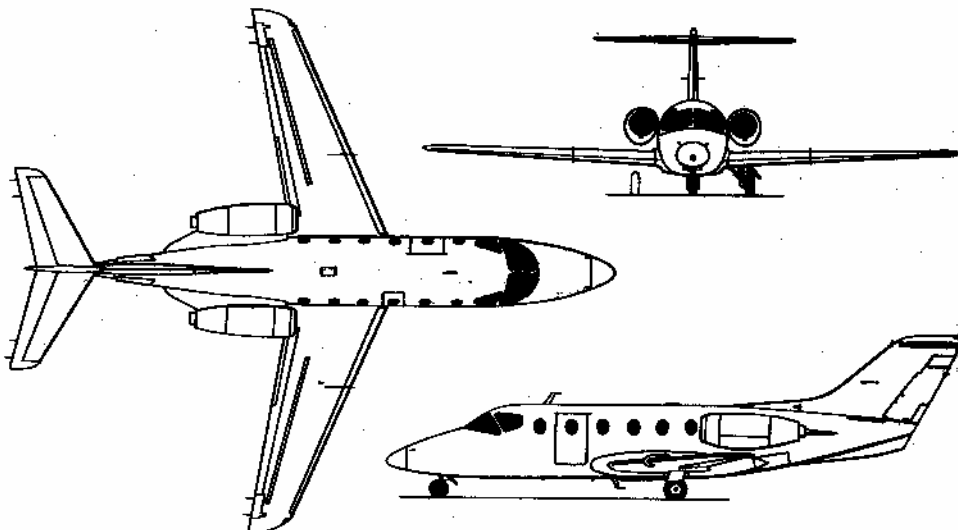
- Businessjet
- maximale Reichweite : 2892 km
- maximale Geschwindigkeit : 891 km/h
- Spannweite : 13,36 m

- Dienstgipfelhöhe : 15545 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1000 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 844 m
- Erstflug 1987



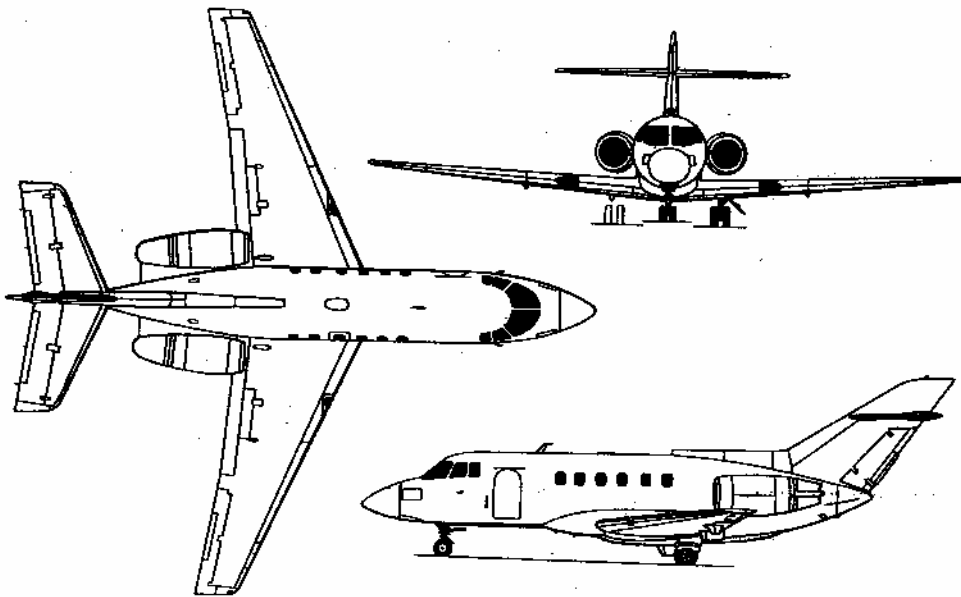
**Sino-Swearingen SJ-30-2 aus *Jane`s 2001-2002***

- Businessjet
- maximale Reichweite : 4630 km
- maximale Geschwindigkeit : 828 km/h
- Spannweite : 12,90 m
- Dienstgipfelhöhe : 14935 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1173 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1042 m
- Erstflug 2000

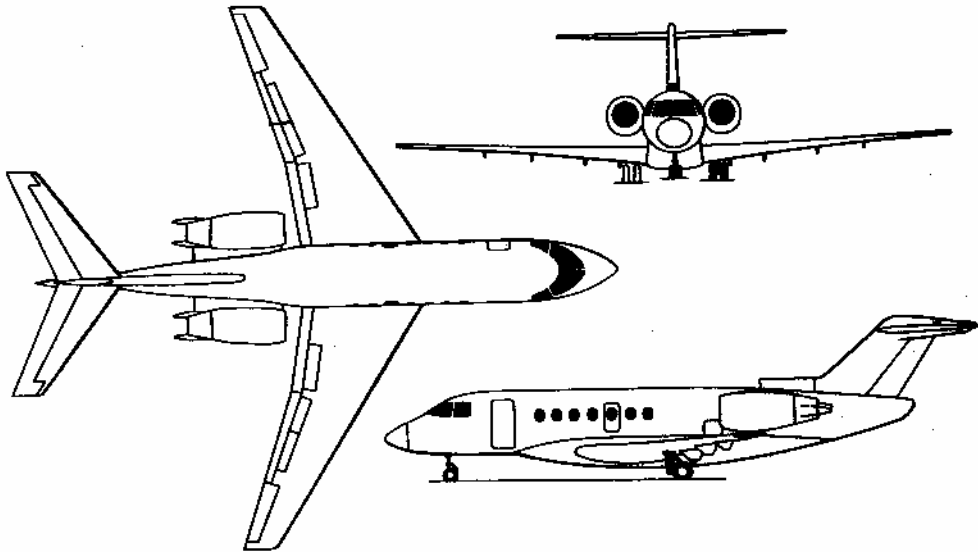


**Beechjet 400A aus *Jane`s 2001-2002***

- Businessjet
- maximale Reichweite : 3098 km
- maximale Geschwindigkeit : 867 km/h
- Spannweite : 13,25 m
- Dienstgipfelhöhe : 13240 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1271 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 902 m
- Erstflug 1978

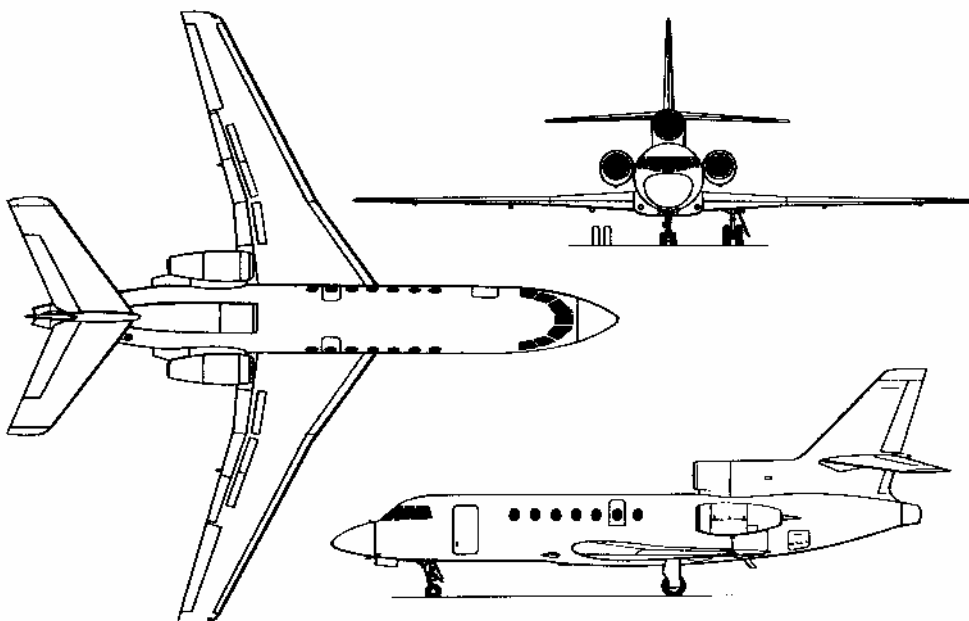
**Hawker 800XP aus *Jane`s 2001-2002***

- Businessjet
- maximale Reichweite : 5472 km
- maximale Geschwindigkeit : 845 km/h
- Spannweite : 15,66 m
- Dienstgipfelhöhe : 13100 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1640 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1372 m
- Erstflug 1983



**Hawker Horizon aus *Jane's 2001-2002***

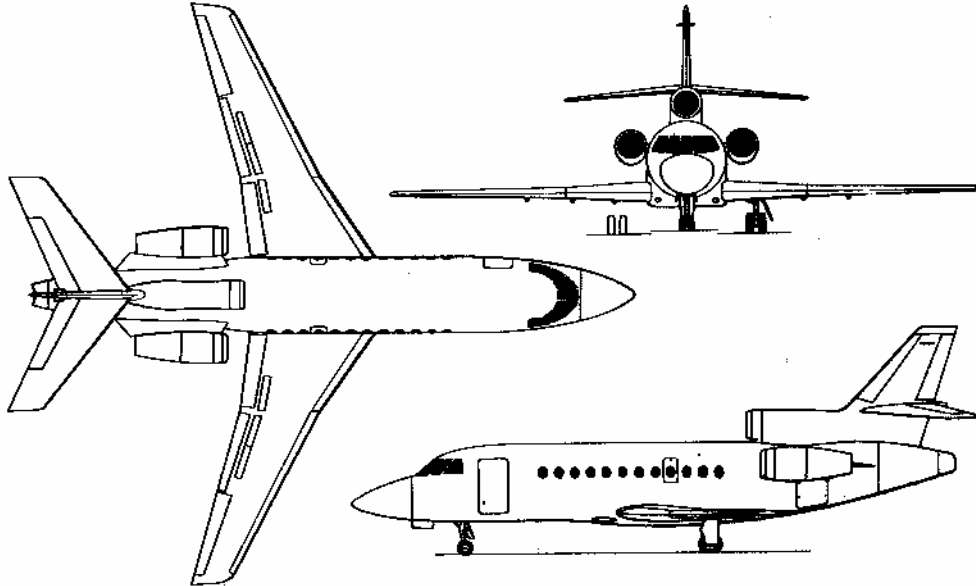
- Businessjet
- maximale Reichweite : 5741 km
- maximale Geschwindigkeit : 648 km/h
- Spannweite : 18,82 m
- Dienstgipfelhöhe : 13715 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1600 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 713 m
- Erstflug 1996



**Dassault Mystère-Falcon 50 aus *Jane's 1992-1993***

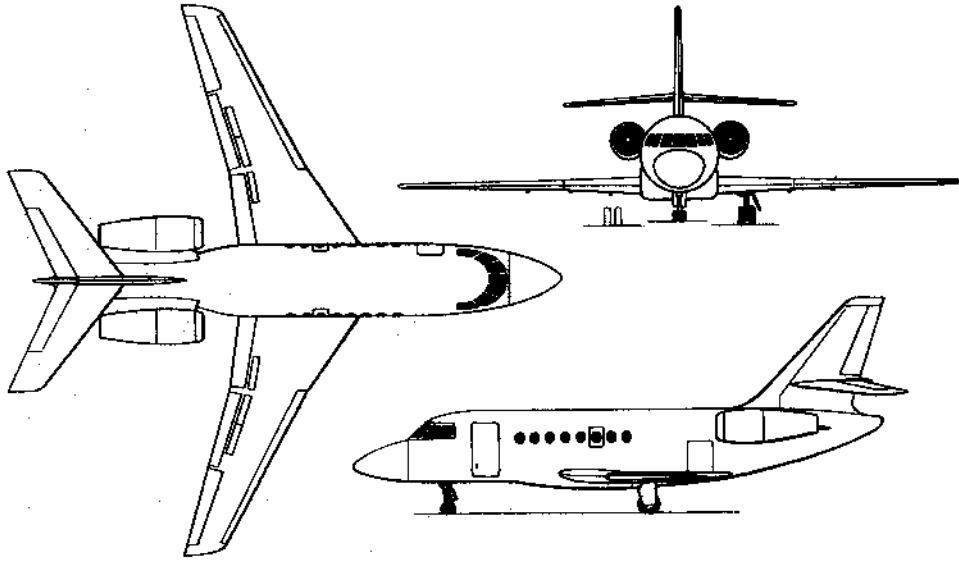
- Businessjet
- 8-12 Passagiere
- maximale Reichweite : 6480 km

- maximale Geschwindigkeit : 880 km/h
- Spannweite : 18,86 m
- Dienstgipfelhöhe : 13715 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1365 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1080 m
- Erstflug 1976



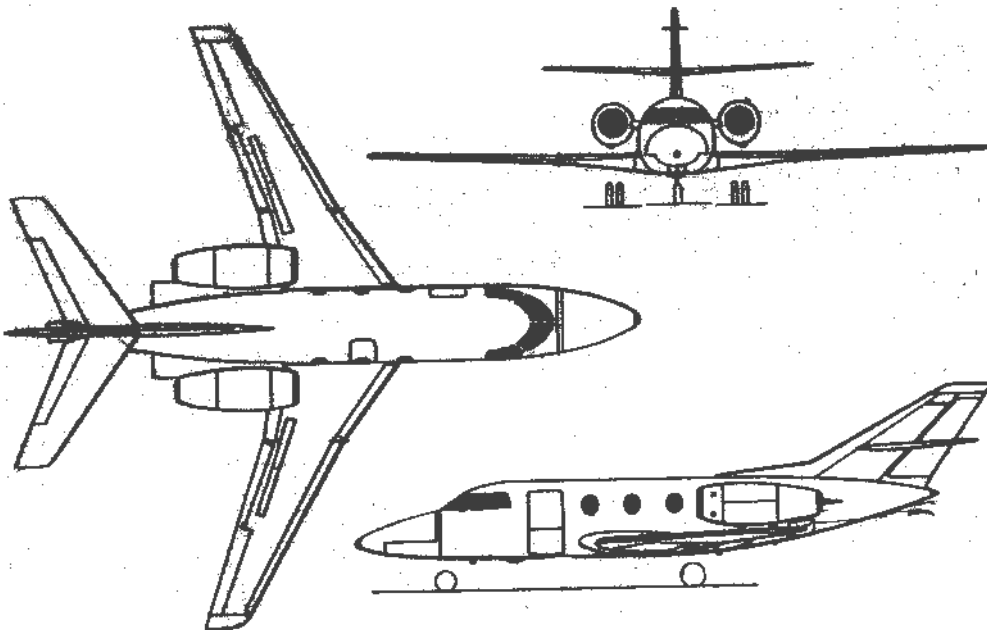
**Dassault Mystère-Falcon 900 aus *Jane's 1992-1993***

- Businessjet
- 19 Passagiere
- maximale Reichweite : 7227 km
- maximale Geschwindigkeit : 927 km/h
- Spannweite : 19,33 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1515 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 700 m
- Erstflug 1984



**Dassault Mystère-Falcon 2000 aus *Jane's 1992-1993***

- Businessjet
- 12 Passagiere
- maximale Reichweite : 5550 km
- maximale Geschwindigkeit : Mach 0,85
- Spannweite : 19,33 m
- Dienstgipfelhöhe : 14330 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1615 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1515 m
- Erstflug 1993

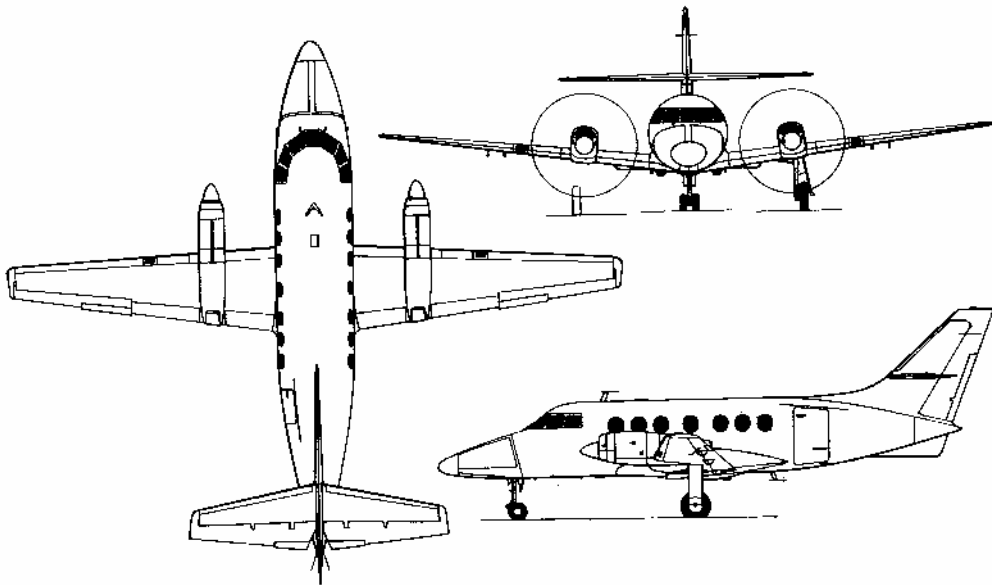


**Dassault Mystère-Falcon 10 aus *Jane's 1991-1992***

- Businessjet

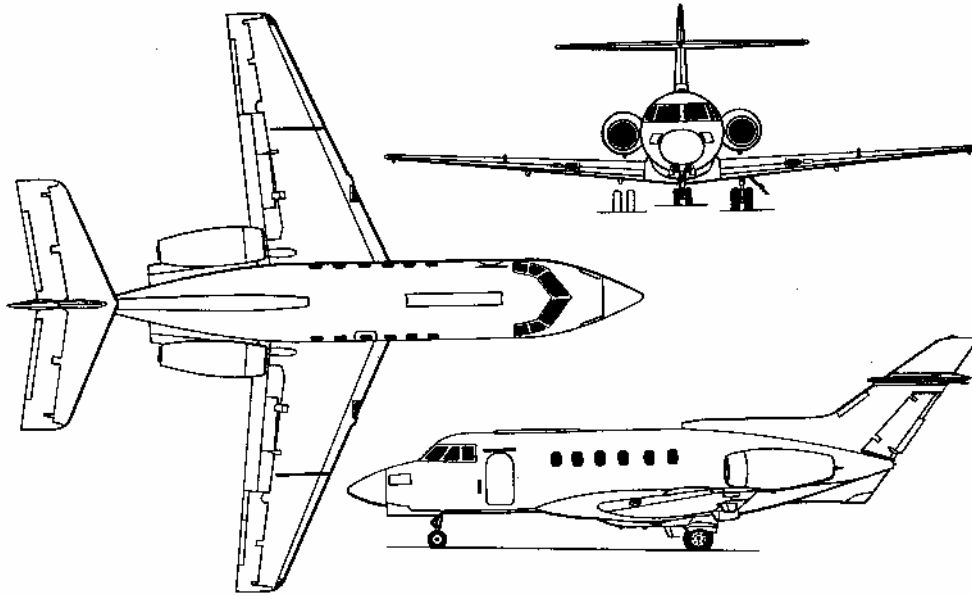


- 4-6 Passagiere
- maximale Reichweite : 3560 km
- maximale Geschwindigkeit : Mach 0,87
- Spannweite : 13,08 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1242 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1052 m
- Erstflug 1970



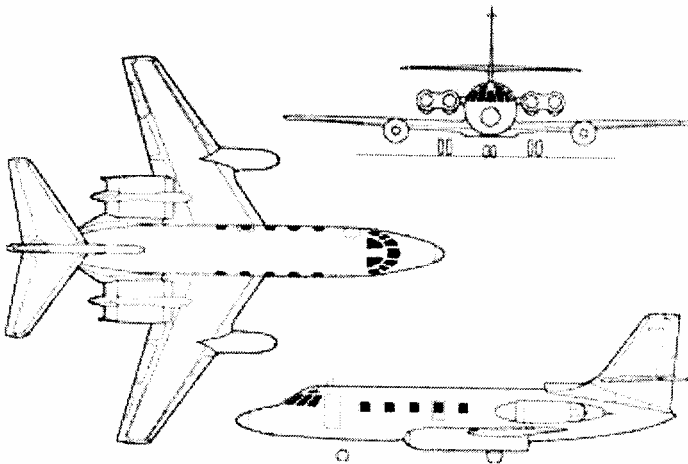
**BAe Jetstream 31 aus *Jane`s 1991-1992***

- Businessjet
- 18 Passagiere
- maximale Geschwindigkeit : 488 km/h
- Spannweite : 15,85 m
- Dienstgipfelhöhe : 9630 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 1326 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1229 m
- Erstflug 1980



**BAe HS 125 Series 700 aus *Jane`s 1991-1992***

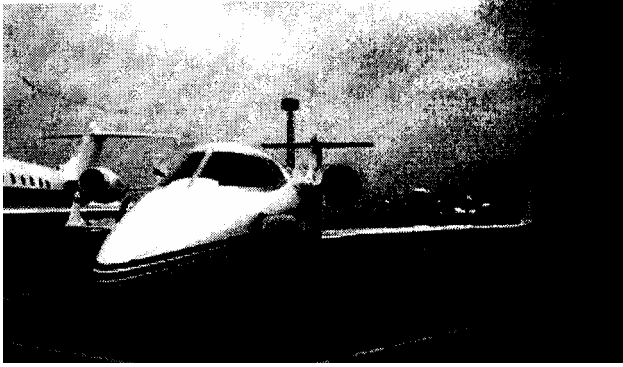
- Businessjet
- 14 Passagiere
- maximale Reichweite : 4482 km
- maximale Geschwindigkeit : 808 km/h
- Spannweite : 14,33 m
- Dienstgipfelhöhe : 12500 m
- Vorgeschriebene Mindeststartbahnlänge : 2042 m
- Vorgeschriebene Mindestlandebahnlänge : 1143 m
- Erstflug 1993



**Lockheed Jetstar aus *Wikipedia***

- Businessjet

- 8-10Passagiere
- maximale Geschwindigkeit : 920 km/h
- Spannweite : 16,16 m
- Länge : 18,42 m



**Learjet 28** aus *Wikipedia* (keine 3-Seitenansicht gefunden)

- Businessjet
- 9 Passagiere
- Dienstgipfelhöhe : 13500 m
- maximale Geschwindigkeit : 884 km/h
- Spannweite : 13,3 m