

fachhochschule hamburg

FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK

Studiengang Flugzeugbau

Berliner Tor 5  
D - 20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

DaimlerChrysler  
Aerospace  
Airbus  
Kreetslag 10  
21129 Hamburg

Diplomarbeit

- Flugzeugbau -

## Bewertung von Rumpfquerschnitten großer Passagierflugzeuge

Verfasser: Axel Siewert

Abgabedatum: 14.01.2000

Industrieller Betreuer: Dipl.-Ing. Bernd Rössner

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

2. Prüfer: Prof. Dr. H. Flüh



## Kurzreferat

Die größten Verkehrsflugzeuge der nächsten Generation werden mit bis zu 1000 Passagieren in technologisches Neuland vorstoßen.

Einen möglichen Vertreter dieser neuen Flugzeuggeneration stellt das A3XX Familienkonzept von Airbus Industrie dar. Bei der A3XX-100 Version sollen bis zu 850 Passagiere auf zwei Decks transportiert werden.

Dieses Konzept ist der Ausgangspunkt dieser Diplomarbeit. Ziel ist es gewesen mit einfachen Mitteln treffende Aussagen über festgelegte Eigenschaften eines (groben) Rumpfwurfes machen zu können. Dabei geht es um die Bestimmung von Masse-, Geometrie- und Aerodynamikeigenschaften anhand bestimmter Eingangsparameter. Die Eingangsparameter bestehen im wesentlichen aus der Verteilung der Sitze in einem Rumpfquerschnitt und der Art der auf dem Frachtdeck verwendeten Container. Dabei müssen die Bauvorschriften (in der Form von JAR's und FAR's) der JAA und FAA beachtet werden.

Ein immer wichtiger werdender Faktor ist das Bedürfnis der Passagiere nach bestimmten Komfortmerkmalen. Sind in einem Großraumflugzeug 10 Sitze in einer Reihe angeordnet aber nur zwei Gänge vorhanden, dann müssen einige Passagiere immer zwei Mitflieger von ihren Plätzen "verscheuchen" um den Gang zu erreichen. Ein zusätzlicher Gang könnte hier für Abhilfe sorgen und außerdem das Gefühl der Enge schwinden lassen. Auch der Bordservice würde erleichtert. Dieser zusätzliche Komfort erfordert Raum in der Kabine und verändert so den Querschnitt in Bezug auf den Basisentwurf. Jetzt gilt es diese Veränderung der Rumpfkantur durch ein geeignetes Verfahren in Zahlen zu fassen. Elementare Kennwerte der Rumpfgeometrie (z.B. Länge, Breite, Querschnittsfläche, ... ) und der Rumpfstrukturmasse sind zu berechnen.

Diese Ausarbeitung hat mit Sachverhalten aus dem Flugzeugentwurf und der Strukturkonstruktion sowie dem Einsatz der Finiten Element Methode ein Berechnungsverfahren ange-dacht, daß dieses mit nur wenigen Eingangsparametern vermag.

## **Bewertung von Rumpfquerschnitten großer Passagierflugzeuge**

*Diplomarbeit nach § 21 der Prüfungsordnung.*

### **Hintergrund**

Zur Auslegung eines Verkehrsflugzeuges gehören die Konfiguration und Gestaltung der Passagierkabine sowie des Frachtraumes. Anordnung und Auslegung der Ausstattungskomponenten in der Passagierkabine und im Frachtraum haben unmittelbaren Einfluß auf die Transportkapazität. Die Zweckmäßigkeit dieser Festlegungen entscheidet über den wirtschaftlichen Einsatz und Erfolg eines Flugzeuges.

### **Aufgabe**

Es sollen über geometrische Ähnlichkeitsgesetze hinausgehende Zusammenhänge und Erfahrungswerte gefunden werden, mit dem Ziel eine nutzlasterpezifische Betrachtung eines Flugzeugrumpfes - insbesondere des Rumpfquerschnittes durchführen zu können. Die Arbeit soll sich an der Entwicklung eines Großraumflugzeuges wie der des Megaliners orientieren (zwei Passagierdecks). Die wesentlichen Eingangsgrößen sind hierbei in der Anzahl bzw. Aufteilung der Sitze auf beide Decks und der Art der verwendeten Container im Rumpfquerschnitt zu sehen. Ziel ist es, durch eine geeignete Gestaltung des Rumpfes zu einem gewichtsoptimierten Gesamtentwurf zu gelangen.

Diese Arbeit soll u.a. untersuchen:

- Zusammenhang zwischen Sitzreihenkonfiguration und Rumpflänge,
- Zusammenhang zwischen Rumpflänge und Höhe des Fahrwerks sowie der Leitwerksgröße,
- Zusammenhang zwischen Flugzeugmasse und Rumpfparametern unter Berücksichtigung des Einflusses der Rumpfauslegung auf das Fahrwerk und das Höhenleitwerk.

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

# Erklärung

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

.....

Datum

Unterschrift

# Inhalt

Verzeichnis der Bilder .....	10
Verzeichnis der Tabellen .....	15
Liste der Symbole .....	17
Liste der Abkürzungen .....	19
<b>1 Einleitung</b> .....	<b>20</b>
1.1 Motivation .....	20
1.2 Aufbau und Ziel der Arbeit.....	21
1.3 Literaturübersicht.....	22
<b>2 Betrachtung der Nutzlast eines Verkehrsflugzeuges</b> .....	<b>23</b>
2.1 Grundsätzliches.....	23
2.2 Definition der Nutzlast im Rahmen dieser Arbeit .....	25
2.2.1 Passagiere .....	25
2.2.2 Fracht und Container .....	25
<b>3 Rumpfgeometrie</b> .....	<b>27</b>
3.1 Bestimmung des Querschnittes.....	27
3.2 Annahmen für das Frachtdeck .....	28
3.2.1 Container 1 (LD3) .....	28
3.2.2 Container 2 (M1) .....	29
3.3 Unterbringung von Passagieren und Fracht in einer sogenannten "Nutzlastbox" ...	30
3.4 Möglichkeiten zur Unterbringung der Nutzlastbox in einer Rumpfkontur.....	31
3.4.1 Gruppe 1 , Kreisform .....	31
3.4.2 Gruppe 2 , Ellipsenkontur .....	31
3.4.3 Gruppe 3 , Beliebige Querschnitte.....	32
3.5 Bestimmung der Rumpflänge .....	32
3.6 Bestimmung der Rumpfoberfläche .....	37
<b>4 FEM- Rechnung</b> .....	<b>38</b>
4.1 Grundsätzliches.....	38
4.2 Ziel der FEM- Rechnung.....	38
4.3 Bildung eines Rechenmodells .....	39
4.4 Durchführung und Art der Berechnung .....	39
4.4.1 Gruppe 1 , 18 abreast Sitzanordnung.....	41
4.4.2 Gruppe 2 , 14 abreast Sitzanordnung.....	43
4.4.3 Gruppe 3 , 20 abreast Sitzanordnung.....	44

4.5	Ergebnis und Darstellung der FEM- Rechnung.....	45
4.5.1	Gruppe 1 , 18 abreast Sitzanordnung.....	45
4.5.2	Gruppe 2 , 14 abreast Sitzanordnung.....	47
4.5.3	Gruppe 3 , 20 abreast Sitzanordnung.....	49
4.5.4	Gesamtdarstellung des Zuwachsfaktors.....	51
4.5.5	Fazit des ersten Teiles der FEM- Rechnung.....	52
4.6	Beispiele für nicht elliptische oder kreisförmige Rumpfquerschnitte .....	53
4.6.1	Fazit des zweiten Teiles der FEM- Rechnung.....	55
<b>5</b>	<b>Berechnung von Strukturmassen.....</b>	<b>56</b>
5.1	Grundsätzliches zur Struktur.....	56
5.1.1	Betrachtete Bestandteile an der Flugzeugzelle .....	57
5.2	Fußboden des Oberdecks .....	58
5.2.1	Gängige Bauprinzipien bei Airbusflugzeugen.....	58
5.2.2	Querträgermasse .....	59
5.2.2.1	Masse der Längsträger .....	59
5.2.2.2	Masse der Bodenplatten .....	60
5.2.2.3	Masse des Querträgers .....	60
5.2.2.4	Alternatives Verfahren nach Torenbeek.....	63
5.3	Rumpfhaut .....	64
5.3.1	Grundsätzliches zur Rumpfhäutung .....	64
5.3.2	Massenberechnung der Haut .....	65
5.4	Spante .....	67
5.4.1	Grundsätzliches zum Spant .....	67
5.4.2	Bestimmung der Biegemomente .....	68
5.4.3	Berechnung der Spantgeometrie.....	70
5.4.4	Abschlußbetrachtung zur Spantberechnung .....	71
5.5	Clip .....	72
5.5.1	Grundsätzliches zum Clip.....	72
5.5.2	Masse des Clip.....	72
5.6	Stringer.....	73
5.6.1	Grundsätzliches zum Stringer.....	73
5.6.2	Masse der Stringer.....	73
5.7	Leitwerke .....	74
5.7.1	Grundsätzliches zu Leitwerken.....	74
5.7.2	Berechnung der Leitwerksmasse .....	75
5.7.3	Abschließende Betrachtung zur Leitwerksberechnung .....	77
5.8	Fahrwerke.....	78
5.8.1	Grundsätzliches zu Fahrwerken.....	78
5.8.2	Berechnung der Fahrwerksmasse .....	78

5.9	Berechnung der gesamten Strukturmasse des Rumpfes.....	81
5.10	Maximum Take Off Weight .....	82
5.10.1	Grundsätzliches zum MTOW .....	82
5.10.2	Berechnung des MTOW .....	82
5.10.3	Zusammenfassung der Ergebnisse .....	84
<b>6</b>	<b>Aerodynamik</b> .....	<b>86</b>
6.1	Grundsätzliches .....	86
6.2	Berechnung des Widerstandes.....	86
<b>7</b>	<b>Bewertung von Rumpfquerschnitten</b> .....	<b>91</b>
7.1	Grundsätzliches.....	91
7.2	Gruppe 1 , 18 abreast Sitzanordnung.....	92
7.2.1	Rumpflänge, -oberfläche und Querschnittsfläche .....	92
7.2.2	Strukturmassen, MTOW, Seitenleitwerk und Fahrwerk.....	94
7.2.3	Widerstand des Rumpfes.....	96
7.2.4	Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche .....	97
7.3	Gruppe 2 , 14 abreast Sitzanordnung.....	99
7.3.1	Rumpflänge, -oberfläche und Querschnittsfläche .....	99
7.3.2	Strukturmassen, MTOW, Seitenleitwerk und Fahrwerk.....	100
7.3.3	Widerstand des Rumpfes.....	102
7.3.4	Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche .....	103
7.4	Gruppe 3 , 20 abreast Sitzanordnung.....	104
7.4.1	Rumpflänge, -oberfläche und Querschnittsfläche .....	104
7.4.2	Strukturmassen, MTOW, Seitenleitwerk und Fahrwerk.....	106
7.4.3	Widerstand des Rumpfes.....	108
7.4.4	Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche.....	109
7.5	Zusammenfassende Bewertung aller drei Querschnittsgruppen .....	111
7.5.1	Widerstand des Rumpfes.....	111
7.5.2	Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche.....	112
7.5.3	MTOW .....	113
7.6	Beispiele für nicht kreis- oder ellipsenförmige Rumpfquerschnitte.....	114
7.6.1	Grundsätzliches.....	114
7.6.2	Untersuchte Kreissegmentquerschnitte .....	114
7.6.3	Strukturmassen .....	116
7.6.4	Masse von Leitwerk, Fahrwerk und der Rumpfstruktur .....	117
7.6.5	Widerstand des Rumpfes.....	118
7.6.6	Ausnutzungsgrad der Querschnittsfläche .....	119
7.7	Zusammenfassung des Kapitel 7.....	120



<b>8</b>	<b>Vergleich der hier entwickelten Arbeitsmethode mit Gleichungen des Flugzeugentwurfes</b> .....	121
8.1	Grundsätzliches .....	121
8.2	Vorstellung der einzelnen Verfahren .....	122
8.2.1	Statistikgleichung D 8.7 (1) nach Marckwardt .....	122
8.2.2	Statistikgleichung D 8.7 (2) nach Marckwardt .....	122
8.2.3	Statistikgleichung D 8.7 (3) nach Marckwardt .....	123
8.2.4	GD- Methode .....	123
8.2.5	Rumpfmasse nach Torenbeek.....	124
8.2.6	Verfahren nach Schneider .....	125
8.2.7	Verfahren nach Boeing'69.....	125
8.2.8	Methode nach Burt- Phillips.....	126
8.2.9	Modifiziertes Verfahren nach dieser Diplomarbeit.....	126
8.3	Abschließende Beurteilung der Verfahren .....	127
<b>9</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b> .....	128
	<b>Literaturverzeichnis</b> .....	130
	<b>Anhang A1 Excel- Programm MAP'99</b> .....	132
A1.1	Grundsätzliches zu MAP'99 .....	132
A1.2	Möglichkeiten und Grenzen von MAP'99 .....	132
A1.3	Beispiel 1 .....	135
A1.4	Beispiel 2.....	145

## Verzeichnis der Bilder

<b>Bild 1.1</b>	Schon im frühen Flugzeugentwurf muß geprüft werden, ob das Rumpfkonzep geeignet ist oder nicht [RODSCHER ZWO] .....	20
<b>Bild 2.1</b>	Raumaufteilung in der A3XX [Airbus Briefing 3.99] .....	23
<b>Bild 2.2</b>	Komfort in den Anfängen des Luftverkehrs. Spielkartenzimmer an Bord einer Handley Page HP 42 [Braunburg '91].....	23
<b>Bild 2.3</b>	Nutzung des Unterflurbereiches für die Passagiere [Airbus].....	24
<b>Bild 2.4</b>	Luftfahrtcontainer M1 [Cathay Pacific] .....	25
<b>Bild 2.5</b>	Passagiere auf dem Weg zu ihrem Airbusflug (natürlich!) [Clip Art].....	25
<b>Bild 2.6</b>	Standardcontainer LD3 [Cathay Pacific].....	25
<b>Bild 2.7</b>	Luftfahrtcontainer M1 [Cathay Pacific] .....	26
<b>Bild 2.8</b>	Übliche Frachtcontainer und Paletten [Cathay Pacific].....	26
<b>Bild 3.1</b>	Breite von Sitzen und Gängen [Boeing] .....	27
<b>Bild 3.2</b>	Elementare Maße beim Kabinenlayout [Skript FE Scholz'98] .....	28
<b>Bild 3.3</b>	Standardcontainer LD3 [Cathay Pacific].....	28
<b>Bild 3.4</b>	Annahme der LD3 Kontur als Rechteck .....	29
<b>Bild 3.5</b>	Luftfahrtcontainer M1 [Cathay Pacific] .....	29
<b>Bild 3.6</b>	Darstellung der Nutzlastbox .....	30
<b>Bild 3.7</b>	Kreiskontur des Rumpfes .....	31
<b>Bild 3.8</b>	Elliptischer Rumpfquerschnitt .....	31
<b>Bild 3.9</b>	Darstellung des Ausnutzungsgrades .....	31
<b>Bild 3.10</b>	Beliebiger Querschnitt.....	32
<b>Bild 3.11</b>	Längenmaße am Rumpf der A3XX [Airbus].....	34
<b>Bild 3.12</b>	Faktor $k_{cabin}$ über die Passagieranzahl aufgetragen .....	34
<b>Bild 3.13</b>	Faktor $k_{cabin}$ über den Schlankheitsgrad des Rumpfes aufgetragen.....	35
<b>Bild 4.1</b>	Bildung eines Rechenmodelles.....	39
<b>Bild 4.2</b>	Einleitung von Lasten in die Struktur in einem Querschnitt.....	40
<b>Bild 4.3</b>	18 abreast Sitzanordnung [Airbus] .....	41
<b>Bild 4.4</b>	Seitenverhältnis.....	42
<b>Bild 4.5</b>	14 abreast Sitzanordnung [Airbus] .....	43
<b>Bild 4.6</b>	20 abreast Sitzanordnung .....	44
<b>Bild 4.7</b>	Zuwachsfaktoren des Biegemomentes bei Gruppe 1 .....	45
<b>Bild 4.8</b>	Biegemomentverlauf Kontur 1 .....	46
<b>Bild 4.9</b>	Biegemomentverlauf Kontur 2 .....	46
<b>Bild 4.10</b>	Biegemomentverlauf Kontur 3 .....	46
<b>Bild 4.11</b>	Biegemomentverlauf Kontur 4 .....	46
<b>Bild 4.12</b>	Biegemomentverlauf Kontur 5 .....	46
<b>Bild 4.13</b>	Zuwachsfaktoren des Biegemomentes bei Gruppe 2 .....	47
<b>Bild 4.14</b>	Biegemomentverlauf Kontur 1 .....	48

<b>Bild 4.15</b>	Biegemomentverlauf Kontur 2 .....	48
<b>Bild 4.16</b>	Biegemomentverlauf Kontur 3 .....	48
<b>Bild 4.17</b>	Biegemomentverlauf Kontur 4 .....	48
<b>Bild 4.18</b>	Zuwachsfaktoren des Biegemomentes bei Gruppe 3 .....	49
<b>Bild 4.19</b>	Biegemomentverlauf Kontur 1 .....	50
<b>Bild 4.20</b>	Biegemomentverlauf Kontur 2 .....	50
<b>Bild 4.21</b>	Biegemomentverlauf Kontur 3 .....	50
<b>Bild 4.22</b>	Biegemomentverlauf Kontur 4 .....	50
<b>Bild 4.23</b>	Gesamtdarstellung der Zuwachsfaktoren aller Gruppen .....	51
<b>Bild 4.24</b>	Zuwachsfaktoren des Biegemomentes bei nicht elliptischen oder kreisförmigen Querschnitten.....	53
<b>Bild 4.25</b>	Biegemomentverlauf Kontur 1 .....	54
<b>Bild 4.26</b>	Biegemomentverlauf Kontur 2 .....	54
<b>Bild 4.27</b>	Biegemomentverlauf Kontur 3 .....	54
<b>Bild 4.28</b>	Biegemomentverlauf Kontur 4 .....	54
<b>Bild 4.29</b>	Biegemomentverlauf Kontur 5 .....	55
<b>Bild 5.1</b>	Baugruppen an der A310 [Plath].....	56
<b>Bild 5.2</b>	Strukturbauteile an einem Rumpfquerschnitt des A3XX [Airbus] .....	57
<b>Bild 5.3</b>	Konstruktionsprinzipien bei Fußbodenrosten von Airbusflugzeugen [Airbus].....	58
<b>Bild 5.4</b>	Verwendete Längsträgerprofile bei Airbusflugzeugen .....	59
<b>Bild 5.5</b>	A3XX Quer- und Längsträgerprofile beim Oberdeck [Airbus].....	60
<b>Bild 5.6</b>	Derzeit gebräuchliche Querträgerprofile [Airbus] .....	60
<b>Bild 5.7</b>	Lasten auf den Querträger des Oberdecks .....	61
<b>Bild 5.8</b>	Parameter bei der Querträgerberechnung.....	62
<b>Bild 5.9</b>	Belastungen die in die Rumpfhaut eingeleitet werden.....	64
<b>Bild 5.10</b>	Bei Druckbelüftung ist die Kreisform am besten geeignet [SAWE].....	65
<b>Bild 5.11</b>	Strukturkomponenten Haut, Stringer und Spant in einem Längsschnitt.....	65
<b>Bild 5.12</b>	Kreisquerschnitt.....	66
<b>Bild 5.13</b>	Elliptischer Querschnitt.....	66
<b>Bild 5.14</b>	Segmentquerschnitt.....	66
<b>Bild 5.15</b>	Verschiedene Arten von Spanten; Krafteinleitungs- und Systemspante [Airbus und Bruhn] .....	67
<b>Bild 5.16</b>	Rechenmodell für die SKO- Rechnung .....	68
<b>Bild 5.17</b>	Koordinatensysteme und Kraftgrößen [Skript SKO Flüh'98] .....	68
<b>Bild 5.18</b>	Zerlegung der Kräfte in ihre Anteile .....	68
<b>Bild 5.19</b>	Radial angreifende Kräfte [Flüh'98] .....	68
<b>Bild 5.20</b>	Tangential angreifende Kräfte [Flüh'98].....	69
<b>Bild 5.21</b>	Aufsummierter Biegemomentverlauf in einem Kreisringspant .....	69
<b>Bild 5.22</b>	Geometrie des Spantes.....	70
<b>Bild 5.23</b>	Clip als Verbindung zwischen Spant und Haut [Airbus].....	72

<b>Bild 5.24</b>	Innere Rumpfstruktur anhand einer A310 [Plath].....	73
<b>Bild 5.25</b>	Aufbau eines Normalleitwerkes am Beispiel einer Boeing 747 [Lufthansa].....	74
<b>Bild 5.26</b>	Seitenleitwerksmassen.....	75
<b>Bild 5.27</b>	Höhenleitwerksmassen.....	75
<b>Bild 5.28</b>	Tandem- Fahrwerk der A340 [Flug Revue].....	78
<b>Bild 5.29</b>	Auftragung der Fahrwerksmasse über das MTOW .....	79
<b>Bild 5.30</b>	Auftragung der Fahrwerksmasse über das MTOW .....	80
<b>Bild 5.31</b>	Berechnung der gesamten Strukturmasse des Rumpfes.....	81
<b>Bild 5.32</b>	Zulässiges MTOW ist knapp erreicht.....	82
<b>Bild 5.33</b>	Rumpfmasse über MTOW (Verfahren 1).....	83
<b>Bild 5.34</b>	Rumpfmasse über MTOW (Verfahren 2).....	83
<b>Bild 5.35</b>	Rumpfmasse über Rumpfmassenanteil (Verfahren 3).....	84
<b>Bild 5.36</b>	Zusammenfassung für die Fahrwerksberechnung .....	85
<b>Bild 6.1</b>	Auftriebsverteilung am A3XX [AERO].....	86
<b>Bild 6.2</b>	Triebwerk des A3XX [Airbus].....	89
<b>Bild 6.3</b>	Sehr große Triebwerke können zu neuartigen Problemen führen [Rodscher Zwo].....	90
<b>Bild 7.1</b>	18 abreast Sitzanordnung [Airbus] .....	92
<b>Bild 7.2</b>	Rumpflänge über das Seitenverhältnis (Gruppe 1) .....	92
<b>Bild 7.3</b>	Querschnittsfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 1).....	93
<b>Bild 7.4</b>	Rumpfoberfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 1).....	93
<b>Bild 7.5</b>	Haut, Stringer, Spant [Airbus].....	94
<b>Bild 7.6</b>	Strukturmassen mit LD3- Container (Gruppe 1).....	94
<b>Bild 7.7</b>	Strukturmassen mit M1- Container (Gruppe 1) .....	94
<b>Bild 7.8</b>	MTOW über das Seitenverhältnis (Gruppe 1).....	95
<b>Bild 7.9</b>	Fahrwerksmasse über Seitenverhältnis (Gruppe 1).....	95
<b>Bild 7.10</b>	Hauptfahrwerk einer B747 .....	96
<b>Bild 7.11</b>	Leitwerk einer B747 .....	96
<b>Bild 7.12</b>	Leitwerks- und Fahrwerksmasse (Gruppe 1) .....	96
<b>Bild 7.13</b>	Widerstand über Seitenverhältnis (Gruppe 1) .....	96
<b>Bild 7.14</b>	Widerstand über Rumpfoberfläche (Gruppe 1) .....	97
<b>Bild 7.15</b>	Ausnutzung der einzelnen Decks (Gruppe 1).....	97
<b>Bild 7.16</b>	Gesamtausnutzung der Querschnittsfläche (Gruppe 1).....	98
<b>Bild 7.17</b>	Differenzierter Ausnutzungsgrad (Gruppe 1).....	98
<b>Bild 7.18</b>	14 abreast Sitzanordnung [Airbus] .....	99
<b>Bild 7.19</b>	Rumpflängen über das Seitenverhältnis (Gruppe 2).....	99
<b>Bild 7.20</b>	Querschnittsfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 2).....	100
<b>Bild 7.21</b>	Rumpfoberfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 2).....	100
<b>Bild 7.22</b>	Haut, Stringer ,Spant [Airbus].....	100
<b>Bild 7.23</b>	Strukturmassen über Seitenverhältnis (Gruppe 2).....	101

<b>Bild 7.24</b>	MTOW über das Seitenverhältnis (Gruppe 2).....	101
<b>Bild 7.25</b>	Fahrwerks- und Leitwerksmasse (Gruppe 2) .....	102
<b>Bild 7.26</b>	Widerstand über Seitenverhältnis (Gruppe 2) .....	102
<b>Bild 7.27</b>	Widerstand über Rumpf- oberfläche (Gruppe 2) .....	102
<b>Bild 7.28</b>	Ausnutzung der einzelnen Decks (Gruppe 2).....	103
<b>Bild 7.29</b>	Gesamtausnutzung der Querschnittsfläche (Gruppe 2).....	103
<b>Bild 7.30</b>	Differenzierter Ausnutzungsgrad (Gruppe 2).....	103
<b>Bild 7.31</b>	20 abreast Sitzanordnung .....	104
<b>Bild 7.32</b>	Rumpflänge über das Seitenverhältnis (Gruppe 3) .....	104
<b>Bild 7.33</b>	Querschnittsfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 3).....	105
<b>Bild 7.34</b>	Rumpfoberfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 3).....	105
<b>Bild 7.35</b>	Haut, Stringer, Spant [Airbus].....	106
<b>Bild 7.36</b>	Strukturmassen mit LD3- Containern (Gruppe 3) .....	106
<b>Bild 7.37</b>	Strukturmassen mit M1- Containern (Gruppe 3).....	106
<b>Bild 7.38</b>	MTOW über das Seitenverhältnis (Gruppe 3).....	107
<b>Bild 7.39</b>	Fahrwerksmasse über Seitenverhältnis (Gruppe 3).....	107
<b>Bild 7.40</b>	Leitwerks- und Fahrwerksmasse (Gruppe 3) .....	108
<b>Bild 7.41</b>	Widerstand über Seitenverhältnis (Gruppe 3) .....	108
<b>Bild 7.42</b>	Widerstand über Rumpfoberfläche (Gruppe 3) .....	109
<b>Bild 7.43</b>	Ausnutzung der einzelnen Decks (Gruppe 3).....	109
<b>Bild 7.44</b>	Gesamtausnutzung der Querschnittsfläche (Gruppe 3).....	110
<b>Bild 7.45</b>	Differenzierter Ausnutzungsgrad (Gruppe 3).....	110
<b>Bild 7.46</b>	Rumpfwiderstand über das Seitenverhältnis für alle drei Querschnittsgruppen....	111
<b>Bild 7.47</b>	Ausnutzungsgrad der Gesamtfläche über Seitenverhältnis für alle drei Gruppen.	112
<b>Bild 7.48</b>	MTOW über das Seitenverhältnis für alle drei Gruppen.....	113
<b>Bild 7.49</b>	Elliptischer Querschnitt der als Referenz dient.....	114
<b>Bild 7.50</b>	Segmentquerschnitt (14LD3a).....	114
<b>Bild 7.51</b>	Segmentquerschnitt (18LD3a).....	115
<b>Bild 7.52</b>	Segmentquerschnitt (18M1a) .....	115
<b>Bild 7.53</b>	Segmentquerschnitt (20LD3a).....	115
<b>Bild 7.54</b>	Segmentquerschnitt (20M1a) .....	116
<b>Bild 7.55</b>	Strukturmassen der Segmentquerschnitte .....	116
<b>Bild 7.56</b>	Leitwerks-, Fahrwerks- und Rumpfstrukturmasse der Segmentquerschnitte.....	117
<b>Bild 7.57</b>	Gesamtwiderstand und Rumpfwiderstand der Segmentquerschnitte .....	118
<b>Bild 7.58</b>	Differenzierte Ausnutzungsgrade der Querschnittsflächen.....	119
<b>Bild 8.1</b>	Airbus A340 [Airbus].....	123
<b>Bild 8.2</b>	Airbus A3XX [Airbus].....	123
<b>Bild 8.3</b>	Abweichungen der einzelnen Rechenverfahren .....	127
<b>Bild 8.4</b>	Bei den Berechnungen ergeben sich Unterschiede, die mit der Rumpfform zusammenhängen [Airbus].....	127

<b>Bild A1.0</b>	Gesamtübersicht der Seite "Haut, Stringer, Spant" .....	133
<b>Bild A1.1</b>	Kombinationsfeld .....	134
<b>Bild A1.2</b>	1.Schritt, Festlegung der Parameter.....	134
<b>Bild A1.3</b>	Der Excel Solver.....	135
<b>Bild A1.4</b>	Kontrolle der Rechnung ob die Nutzlastbox vollständig um- geschlossen wird.....	135
<b>Bild A1.5</b>	Schritt 2, Berechnung der Ellipsenkontur .....	135
<b>Bild A1.6</b>	Für die Segmentquerschnitte ist die Eingabe der Konturpunkte erforder- lich (als Radius). Die Eingabe erfolgt in Metern.....	136
<b>Bild A1.7</b>	Bei einem beliebigen Querschnitt müssen die Punkte als Radius einge- geben werden.....	136
<b>Bild A1.8</b>	Hier kann überprüft werden ob die Nutzlastbox vollständig um- geschlossen wird.....	136
<b>Bild A1.9</b>	Kennwerte des Oberdecks. Die grau unterlegten Felder werden normalerweise nicht verändert.....	137
<b>Bild A1.10</b>	Option für die Länge des Querträgers und Art des zu berechnenden Querschnittes.....	137
<b>Bild A1.11</b>	Festlegung von Grenzen bei der Querträgergeometrie .....	137
<b>Bild A1.12</b>	Die Werte müssen von Hand eingetragen werden .....	137
<b>Bild A1.13</b>	Beim Clipgewicht gibt es zwei Verfahren. Es stehen für die Clipmasse und die Stringerteilung Alternativen zur Verfügung.....	138
<b>Bild A1.14</b>	Mögliche Spantteilungen.....	138
<b>Bild A1.15</b>	Grenzen für die Spantgeometrie .....	138
<b>Bild A1.16</b>	Mögliche Zielsetzungen .....	139
<b>Bild A1.17</b>	Wahl von Optionen als Vorbereitung für die Spantberechnung .....	139
<b>Bild A1.18</b>	Damit startet die Iteration mit dem oberen Grenzwert .....	140
<b>Bild A1.19</b>	Übertragen der Ergebnisse von Hautstärke und Spantmasse .....	140
<b>Bild A1.20</b>	Zuwachsfaktor der Belastung durch das Biegemoment für den Ellipsenquerschnitt.....	140
<b>Bild A1.21</b>	Verschiedene Verfahren zur Bestimmung der Stringermasse.....	141
<b>Bild A1.22</b>	Leitwerks- und Fahrwerksmasse, MTOW .....	141
<b>Bild A1.23</b>	Annahmen für die aerodynamische Beurteilung des Entwurfes.....	142
<b>Bild A1.24</b>	Ausdruck des Ausgabeblattes für Beispiel 1 (A3XX-100).....	143
<b>Bild A1.25</b>	Ausdruck des Ausgabeblattes mit den Informationen über die gewählten Optionen für Beispiel 1 (A3XX-100) .....	144
<b>Bild A1.26</b>	1.Schritt, Festlegung der Parameter.....	145
<b>Bild A1.27</b>	Der Rumpfdurchmesser kann durch diese Option an bekannte Daten angepaßt werden.....	146
<b>Bild A1.28</b>	Die Spantteilung wird für den A340 auf 21 Zoll gesetzt.....	146
<b>Bild A1.29</b>	Folgende Grenzen für die Spantgeometrie werden festgelegt.....	146

<b>Bild A1.30</b>	Vorbereitungen zur Spantberechnung.....	147
<b>Bild A1.31</b>	Übertragung der Ergebnisse in die entsprechenden Felder .....	147
<b>Bild A1.32</b>	Verschiedene Verfahren zur Bestimmung der Stringermasse.....	147
<b>Bild A1.33</b>	Bestimmung der Leitwerks- und Fahrwerksmasse sowie des MTOW .....	148
<b>Bild A1.34</b>	Annahmen für die aerodynamische Beurteilung des Entwurfes.....	149
<b>Bild A1.35</b>	Ausdruck des Ausgabeblattes für Beispiel 1 (A340-300) .....	150
<b>Bild A1.36</b>	Ausdruck des Ausgabeblattes mit den Informationen über die gewählten Optionen für Beispiel 1 (A340-300) .....	151

## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 3.1</b>	Daten von Airbusflugzeugen .....	33
<b>Tabelle 3.2</b>	Überprüfung der Formel nach Torenbeek.....	37
<b>Tabelle 4.1</b>	Berechnete Rumpfquerschnitte der Gruppe 1 .....	41
<b>Tabelle 4.2</b>	Berechnete Rumpfquerschnitte der Gruppe 2 .....	43
<b>Tabelle 4.3</b>	Berechnete Rumpfquerschnitte der Gruppe 3 .....	44
<b>Tabelle 5.1</b>	SLW- Massen von Airbusflugzeugen .....	75
<b>Tabelle 5.2</b>	HLW- Masse von Airbusflugzeugen.....	75
<b>Tabelle 5.3</b>	Faktoren zur Berechnung der Fahrwerksmasse nach Torenbeek .....	79
<b>Tabelle 5.4</b>	Fahrwerksmassen.....	79
<b>Tabelle 5.5</b>	Fahrwerksmassen.....	80
<b>Tabelle 5.6</b>	Rumpfmassen (1).....	83
<b>Tabelle 5.7</b>	Rumpfmasse (2, 3).....	83
<b>Tabelle 7.1</b>	Rumpfquerschnitte (Gruppe 1).....	92
<b>Tabelle 7.2</b>	Rumpflängen (Gruppe 1) .....	92
<b>Tabelle 7.3</b>	Rumpfflächen (Gruppe 1).....	93
<b>Tabelle 7.4</b>	Massen von Strukturkomponenten (Gruppe 1).....	94
<b>Tabelle 7.5</b>	MTOW (Gruppe 1).....	95
<b>Tabelle 7.6</b>	Fahrwerk und Leitwerk (Gruppe 1).....	95
<b>Tabelle 7.7</b>	Luftwiderstand (Gruppe 1).....	96
<b>Tabelle 7.8</b>	Ausnutzungsgrade für die einzelnen Teilflächen des Querschnittes (Gruppe 1).....	97
<b>Tabelle 7.9</b>	Rumpfquerschnitte (Gruppe 2).....	99
<b>Tabelle 7.10</b>	Rumpflängen (Gruppe 2) .....	99
<b>Tabelle 7.11</b>	Rumpfflächen (Gruppe 2).....	100
<b>Tabelle 7.12</b>	Massen von Strukturkomponenten (Gruppe 2).....	100
<b>Tabelle 7.13</b>	MTOW (Gruppe 2).....	101
<b>Tabelle 7.14</b>	Fahrwerk, Leitwerk (Gruppe 2) .....	102
<b>Tabelle 7.15</b>	Luftwiderstand (Gruppe 2).....	102

<b>Tabelle 7.16</b>	Ausnutzungsgrade für die einzelnen Teilflächen des Querschnittes (Gruppe 2).....	103
<b>Tabelle 7.17</b>	Rumpfquerschnitt (Gruppe 3) .....	104
<b>Tabelle 7.18</b>	Rumpflängen (Gruppe 3) .....	104
<b>Tabelle 7.19</b>	Rumpfflächen (Gruppe 3).....	105
<b>Tabelle 7.20</b>	Massen von Strukturkomponenten (Gruppe 3).....	106
<b>Tabelle 7.21</b>	MTOW (Gruppe 3).....	107
<b>Tabelle 7.22</b>	Fahrwerk und Leitwerk (Gruppe 3).....	107
<b>Tabelle 7.23</b>	Luftwiderstand (Gruppe 3).....	108
<b>Tabelle 7.24</b>	Ausnutzungsgrade für die einzelnen Teilflächen des Querschnittes (Gruppe 3).....	109
<b>Tabelle 7.25</b>	Strukturmassen der Segmentquerschnitte .....	116
<b>Tabelle 7.26</b>	Leitwerks-, Fahrwerks- und Rumpf-strukturmasse der Segment- querschnitte .....	117
<b>Tabelle 7.27</b>	Widerstand des Rumpfes und des Gesamtflugzeuges für alle Segment- querschnitte .....	118
<b>Tabelle 7.28</b>	Differenzierte Ausnutzungsgrade der Querschnittsflächen für alle Segment- querschnitte .....	119
<b>Tabelle 8.1</b>	Rumpfmasse A340.....	127
<b>Tabelle 8.2</b>	Rumpfmasse A3XX .....	127



## Liste der Symbole

$A_C$	Fläche des Rumpfquerschnittes
$a$	Kleiner Halbmesser
$A$	Streckung (aspect ratio)
$A_{Floor}$	Bodenfläche
$b$	Breite
$b$	Großer Halbmesser
$b_m$	Mittragende Breite der Haut
$b$	Spannweite
$b_{Rumpf}$	Breite des Rumpfes
$C_{SLW}$	Leitwerksvolumenbeiwert (Seitenleitwerk)
$c_{MAC}$	Mittlere aerodynamische Flügeltiefe
$C_{HLW}$	Leitwerksvolumenbeiwert (Höhenleitwerk)
$c_{D,0_{A/C}}$	Widerstandsbeiwert bezogen auf das gesamte Flugzeug (Reiseflug)
$c_{D,0_{Rumpf}}$	Widerstandsbeiwert bezogen auf den Rumpf beim Anstellwinkel $0^\circ$
$D_{cr}$	Widerstandskraft während des Reisefluges
$d_{effektiv}$	Effektiver Durchmesser des Rumpfes (bei nicht kreisförmigen Querschnitten)
$e$	Eulerzahl aber auch Gütefaktor für die Aerodynamik
$F$	Kraft
$g$	Erdbeschleunigung
$h$	Höhe
$h_{Rumpf}$	Höhe des Rumpfes
$I_x$	Flächenmoment
$k_{fl}$	Faktor nach Torenbeek zur Fußbodenberechnung
$k_{Cabin}$	Längenfaktor für die Passagierkabine
$k_{Tech}$	Technologiefaktor
$l_{SLW}$	Hebelarm des Seitenleitwerks
$l_{total}$	Gesamtlänge des Flugzeuges
$l_{HLW}$	Hebelarm des Höhenleitwerks
$l_{Cabin}$	Länge der Passagierkabine
$l_{Querträger}$	Länge des Fußbodenquerträgers
$(L/D)_{max}$	Maximale Gleitzahl (Reiseflug)
$l_{Rumpf}$	Rumpflänge

$M_b$	Biegemoment
$m_{SLW}$	Masse des Seitenleitwerks
$m_{Pax}$	Masse eines Passagiers
$M_{MO}$	Maximale operationelle Machzahl
$m_{mto}$	Maximales Startgewicht
$m_{Floorpanels}$	Masse der Bodenplatten
$m_{Seatrack}$	Masse der Sitzschienen
$m_{HLW}$	Masse des Höhenleitwerks
$n_{aisles}$	Anzahl der Gänge
$n_{sa}$	Anzahl der nebeneinander liegenden Sitze (seat abreast)
$n_{Pax}$	Anzahl der Passagiere
$n_z$	Lastvielfaches in z- Richtung
$n_{Container}$	Anzahl der Container nebeneinander
$n_{Punkte}$	Anzahl der Kraftangriffspunkte
$\Delta p$	Differenzdruck
$P_{fl}$	Flächenlast aufgrund des Gewichtes der Passagiere
$q_{Pax}$	Linienlast durch das Gewicht der Passagiere
$R^2$	Bestimmtheitsmaß
$R$	Gaskonstante
$r$	Radius
Re	Reynoldszahl
$S_N$	Benetzte Fläche der Triebwerksgondeln (Nacelle)
$S_{erf}$	Erforderliche Hautstärke
$S$	Fläche, Oberfläche
$S_w$	Flügelfläche
SV	Seitenverhältnis
$S_{Rumpf}$	Benetzte Oberfläche des Rumpfes
$T_{cr}$	Erforderliche Schubkraft während des Reisefluges
$T$	Temperatur in Kelvin
$U_{Rumpf}$	Umfang des Rumpfes
$v_{cr}$	Reisegeschwindigkeit
$v_{Dive}$	Sturzfluggeschwindigkeit
$V$	Volumen
$W_{erf}$	Erforderliches Widerstandsmoment

$W_{fl}$	Masse des Bodens
$W_{TO}$	Startgewicht

## Griechische Symbole

$n$	Kinematische Viskosität
$s_{zul}$	Zulässige Spannung
$r_{AL}$	Materialdichte von Aluminium
$I_{Rumpf}$	Schlankheitsgrad des Rumpfes
$k$	Isentropenexponent
$j_H$	Pfeilung des Höhenleitwerks
$j_V$	Pfeilung des Seitenleitwerks

## Liste der Abkürzungen

AI	<b>A</b> irbus <b>I</b> ndustrie
CAD	<b>C</b> omputer <b>A</b> ided <b>D</b> esign
FAA	<b>F</b> ederal <b>A</b> viation <b>A</b> dministration
FAR	<b>F</b> ederal <b>A</b> viation <b>R</b> egulations
FEM	<b>F</b> inite <b>E</b> lement <b>M</b> ethode
GD	<b>G</b> eneral <b>D</b> ynamics
JAA	<b>J</b> oint <b>A</b> viation <b>A</b> uthorities
JAR	<b>J</b> oint <b>A</b> viation <b>R</b> equirements
MAP'99	<b>M</b> assen <b>a</b> bschätzungs <b>p</b> rogramm
MTOW	<b>M</b> aximum <b>T</b> ake <b>O</b> ff <b>W</b> eight
SKO	<b>S</b> truktur <b>k</b> onstruktion
ULD	<b>U</b> nit <b>L</b> oad <b>D</b> evice

# 1 Einleitung

## 1.1 Motivation

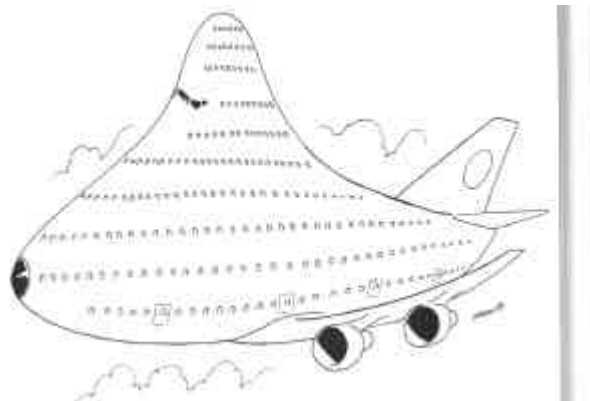
Bei der Auslegung und Konstruktion eines Verkehrsflugzeuges müssen Betriebssicherheit, Passagierkomfort, Servicefreundlichkeit und Wirtschaftlichkeit als oberste Ziele miteinander in Einklang gebracht werden. Dies schließt die Einhaltung der behördlichen Vorgaben wie Bauvorschriften (JAR's und FAR's) und den Umweltschutz ein.

Passagierkomfort und Servicefreundlichkeit beinhalten u.a. Merkmale wie angemessene Kopf- und Beinfreiheit, Ganganzahl und -breiten sowie Art und Größe der Container für Fracht und Gepäck.

Diese Faktoren beeinflussen den Flugzeugentwurf von Anfang an. An dieser Stelle ist es wichtig über ein Verfahren zu verfügen, das schon im frühen Entwurfsstadium treffende Aussagen über die Masse der Struktur, die aerodynamischen Eigenschaften und über die mögliche Ausnutzung des Rumpfquerschnittes durch die Nutzlast, machen kann.

Mit Kenntnis dieser Parameter läßt sich entscheiden, ob ein Entwurf für die vorgesehene Transportaufgabe geeignet ist oder nicht. Da zu diesem frühen Zeitpunkt erst wenige Daten bekannt oder verfügbar sind, muß das angewendete Verfahren mit nur wenigen Parametern auskommen.

In dieser Ausarbeitung sind Rümpfe in der Größenordnung des A3XX in dieser Art und Weise betrachtet worden. Dabei sind die Sachverhalte der Strukturkonstruktion, des Flugzeugentwurfes und der Aerodynamik berücksichtigt worden.



**Bild 1.1:**

Schon im frühen Flugzeugentwurf muß geprüft werden, ob das Rumpfkonzept geeignet ist oder nicht

## 1.2 Aufbau und Ziel der Diplomarbeit

Der Hauptteil dieser Arbeit teilt sich auf in zwei Teile. Im ersten Teil werden die Grundlagen für die Bewertung der Rumpfquerschnitte geschaffen und die entsprechenden Zusammenhänge hergeleitet. Dieser Teil endet mit Abschnitt 6.

Im zweiten Teil wird die eigentliche Bewertung der Rumpfkonturen vorgenommen. Das im ersten Teil hergeleitete Verfahren wird hier angewendet.

Im Anhang wird das EXCEL- Programm MAP'99 vorgestellt.

Der Hauptteil der Arbeit enthält folgende Ausführungen zum Thema:

**Abschnitt 2** führt Betrachtungen zu der Nutzlast von Verkehrsflugzeugen durch und enthält Definitionen und stellt allgemeine Sachverhalte in diesem Zusammenhang dar,

**Abschnitt 3** beschäftigt sich mit der Rumpfgeometrie, die von der Art und Verteilung der Nutzlast abhängt und leitet elementare Kennwerte der Rumpfgeometrie her,

**Abschnitt 4** behandelt die ausgeführten FEM- Rechnungen die eine Basis für die Belastungsermittlung und Massenberechnung darstellen,

**Abschnitt 5** enthält Herleitungen zur Massenberechnung von einzelnen Strukturbauteilen, des Leitwerkes und des Fahrwerkes sowie die Bestimmung des MTOW's,

**Abschnitt 6** leitet den Widerstand des Rumpfes her und beschäftigt sich auch mit der Gleitzahl und der erforderlichen Triebwerksleistung des Flugzeuges,

**Abschnitt 7** bewertet eine Vielzahl von Rumpfquerschnitten nach den beschriebenen Kriterien und stellt sie zusammenfassend dar,

**Abschnitt 8** führt einen Vergleich des hier entwickelten Verfahrens mit anderen gebräuchlichen Gleichungen des Flugzeugentwurfes durch und stellt die Unterschiede abschließend dar,

**Abschnitt 9** faßt die Ergebnisse dieser Diplomarbeit zusammen,

**Anhang A 1** stellt das entwickelte Programm MAP'99 vor und führt 2 Beispielrechnungen durch.

Ziel dieser Arbeit ist es eine nutzlastspezifische Betrachtung eines Flugzeugrumpfes - insbesondere des Rumpfquerschnittes durchführen zu können. Es gilt über ein geeignetes Verfahren zu einem gewichtsoptimiertem Gesamtentwurf zu gelangen.

### 1.3 Literaturübersicht

Ein sehr bekanntes Werk auf dem Gebiet des Flugzeugentwurfes ist das von Torenbeek'88 verfaßte Buch "Synthesis of Subsonic Airplane Design". Es gibt hier kaum ein Themengebiet, das nicht angesprochen und in verständlicher Form dargestellt wird. Es sind zudem etliche Flugzeugdaten enthalten ( insbesondere Gewichtsangaben), die für die Aufstellung eigener Statistiken sehr hilfreich sind. Dieses Werk spielt eine zentrale Rolle in dieser Diplomarbeit.

Eine weitere interessante Quelle stellt das Buch "Airplane Design" von Roskam dar. Hier werden, insbesondere für die Berechnung der Rumpfmasse, umfangreiche Formeln zur Verfügung gestellt. Auch in diesem Buch sind detaillierte Informationen über die Massen von Strukturbauteilen in Form zahlreicher Tabellen vorhanden.

Inhalte des Studienganges Flugzeugbau an der Fachhochschule Hamburg fließen durch zahlreiche Vorlesungsskripte mit ein. Hierbei sind besonders die Skripte der Fächer Flugzeugentwurf nach Scholz'98 bzw. Marckwardt'97 und Strukturkonstruktion nach Flüh'98 bzw. Garnatz'96 zu nennen.

Weitere Informationen sind Airbusinternen Schriften und dem Intra- bzw. Internet entnommen worden.

## 2 Betrachtung der Nutzlast eines Verkehrsflugzeuges

### 2.1 Grundsätzliches

Die Nutzlast ziviler Flugzeuge setzt sich aus Passagieren, deren Gepäck und Fracht zusammen. Die Passagiere werden zweckmäßigerweise in der Kabine untergebracht, die Fracht wird im Frachtraum unterhalb der Passagierkabine(n) verstaut. Das Handgepäck der Passagiere wird mit in die Kabine genommen und in Gepäckfächern oberhalb der Sitzplätze verstaut. Große Gepäckstücke kommen im Frachtraum unter.

Auf Langstreckenflügen wird etwa 30 bis 40% des Frachtraumes für das Gepäck der Passagiere benötigt. Der Rest steht dann dem Transport von Gütern zur Verfügung. Auf dem Frachtdeck kommen Container zum Einsatz, auf die im Folgenden noch eingegangen wird.

Bei der Unterbringung der Passagiere muß darauf geachtet werden, daß das Kabinenlayout auf die Bedürfnisse dieser sensiblen "Fracht" zugeschnitten wird. In diesem Rahmen müssen viele Anforderungen erfüllt werden. Diese lassen sich in zwei Hauptgruppen unterteilen:

- Zwingend notwendige Leistungen die für die Passagiere lebensnotwendig sind (z.B. Druckbelüftung, Klima, Sicherheitseinrichtungen...). Diese Leistungen werden durch Luftfahrtvorschriften der FAA und JAA festgelegt (sogenannte FAR's und JAR's).
- Optionale Eigenschaften, die über den reinen Transportvorgang hinaus die äußeren Bedingungen für das Reisen angenehm und bequem gestalten.

In Bezug auf diesen zweiten Punkt stellt sich heraus, daß die Komfortansprüche der Passagiere nicht geringer werden, sondern stetig an Bedeutung gewinnen. Dies ist auch aus wirtschaftlichen Gesichtspunkten für die Fluggesellschaften interessant.

Bei der Gestaltung des Transportmittels Flugzeug muß es möglich sein, in einer hochdichten Bestuhlung ein Maximum an Passagieren zu transportieren. Andererseits soll es aber auch möglich sein, den Passagieren ein Höchstmaß an Komfort zukommen zu lassen. In jedem Fall soll die Ausnutzung der (Rumpf-) Querschnittsflä-



**Bild 2.1:** Raumaufteilung in der A3XX



**Bild 2.2:** Komfort in den Anfängen des Luftverkehrs. Spielkartenzimmer an Bord einer Handley Page HP42

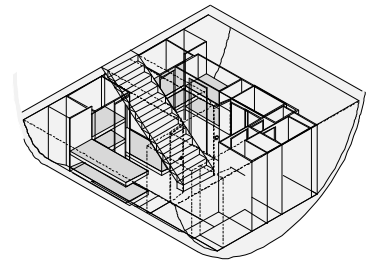
che möglichst hoch sein, damit nur wenig Volumen durch Nichtnutzung verloren geht.

Schon der frühe Entwurf muß sich also mit dieser Thematik befassen, um im späteren Betrieb ein Höchstmaß an Flexibilität zu gewährleisten.

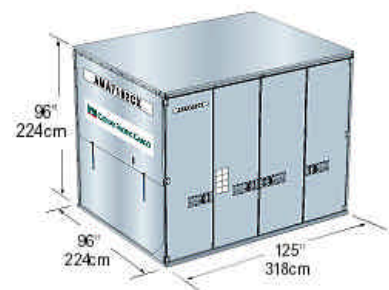
Bei der Gestaltung des Frachtraumes sollten auch die Nutzungsmöglichkeiten für Passagiere in Erwägung gezogen werden. Diese zusätzlichen Möglichkeiten werden z.T. heute schon genutzt. Um der Raumnott auf den Passagierdecks entgegenzuwirken ist es möglich Teile der Serviceeinrichtungen in den Unterflurbereich zu verlegen. Dies können Küchen, Toiletten oder andere spezielle Einrichtungen für Passagiere und Crew sein, wie z.B. Bars, Betten, Schlafkabinen bis hin zum Kindergarten.

Diese Einrichtungen werden vorzugsweise in Containern untergebracht um ein hohes Maß an Flexibilität zu erhalten. In allen diesen Einrichtungen wird aus Komfortgründen vorausgesetzt, daß Stehhöhe vorhanden ist. Machen diese Ansprüche es notwendig die Bodenstruktur nachträglich zu verändern, so ist das mit zusätzlichem Strukturgewicht verbunden und somit nachteilig.

Auf dem Frachtsektor ist es interessant solche Container im Unterflurbereich verladen zu können, die auch im sonstigen Lastverkehr üblich sind. Ein Beispiel hierfür ist der Eurocontainer M1. Der Frachtumschlag kann beschleunigt werden, wenn ein Umladen der Fracht in Luftfahrtcontainer der jetzt üblichen Bauart entfällt. Die Benutzung dieser neuen Container setzt allerdings voraus, daß auf dem Frachtdeck eine Höhe von etwa 2,60m vorhanden ist.



**Bild 2.3:** Nutzung des Unterflurbereiches für die Passagiere



**Bild 2.4:** Luftfahrtcontainer M1



## 2.2 Definition der Nutzlast im Rahmen dieser Arbeit

Bei der Definition der Nutzlast werden für diese Diplomarbeit folgende, für die Nutzlast geltende, Vereinbarungen getroffen. Sollten sich hier Änderungen ergeben, so lassen sich diese im erstellten EXCEL- Programm MAP'99 leicht umsetzen.

### 2.2.1 Passagiere

Die in dieser Arbeit wichtigsten Größen im Zusammenhang mit dem Passagier sind Anzahl und Gewicht (des Passagiers). Hier ist das Gewicht mit 100kg angenommen worden. Dieses setzt sich aus 79,4kg nur für den Passagier (nach Roskam I) und einem Zusatzgewicht von 20,6kg für Sitz und Handgepäck zusammen.



**Bild 2.5:** Passagiere auf dem Weg zu ihrem Airbusflug (natürlich!)

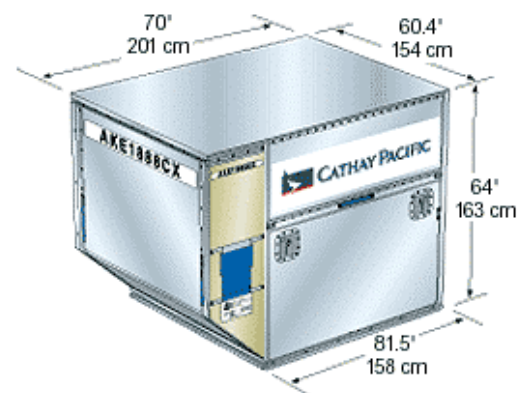
### 2.2.2 Fracht und Container

Bei den im Luftverkehr verwendeten **Unit Load Device** Containern handelt es sich um Container zur Frachtraumbeladung mit genormten Abmaßen, die für einzelne Flugzeugtypen entwickelte werden. In dieser Arbeit werden zwei Containertypen näher betrachtet und in dem erstellten EXCEL- Programm auch berücksichtigt.

#### Container 1 (LD3)

Der LD3- Container ist zusammen mit dem größeren LD1- Container der für die Gepäckbeförderung wohl am meisten verwendete Transportbehälter.

Es handelt sich hierbei um einen aus Leichtmetall gefertigten Standardcontainer mit einem Volumen von  $3,8\text{ m}^3$  und einem Eigengewicht von 80kg. Die maximale Zuladung beträgt 1508kg. Die Form entspricht durch die abgeschrägte Seite der Kontur der Laderäume. Zur Anwendung kommt dieser Container in Airbus Flugzeugen (*Wide Bodie Familie*), Boeing 747, 777 sowie MD11 oder kleineren Vollfrachtern.



**Bild 2.6:** Standardcontainer LD3

### Container 2 (M1)

Die Größe oder vielmehr die Höhe des M1 Containers beschränkt sein Einsatzgebiet auf große Vollfrachter z.B. des Typ 747F, da kein anderes ziviles Flugzeugmuster auf dem Frachtdeck den nötigen Platz bietet. Der Container hat ein Volumen von  $17,58 \text{ m}^3$  und ein Eigengewicht von 360kg. Die maximale Zuladung des M1 Containers beträgt 6804kg.

Sonst übliche Container- und Palettentypen sollen in dieser Arbeit nicht weiter betrachtet werden. Der Vollständigkeit halber werden sie deshalb in diesem Schaubild zusammengefaßt.

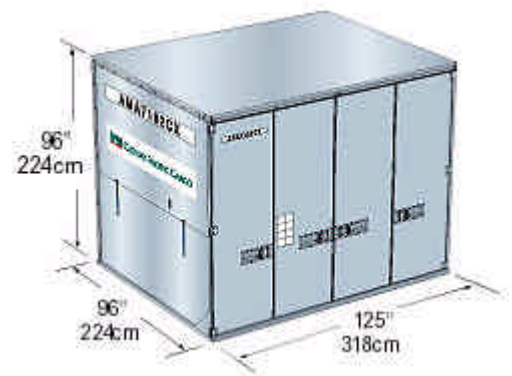


Bild 2.7: Luftfahrtcontainer M1

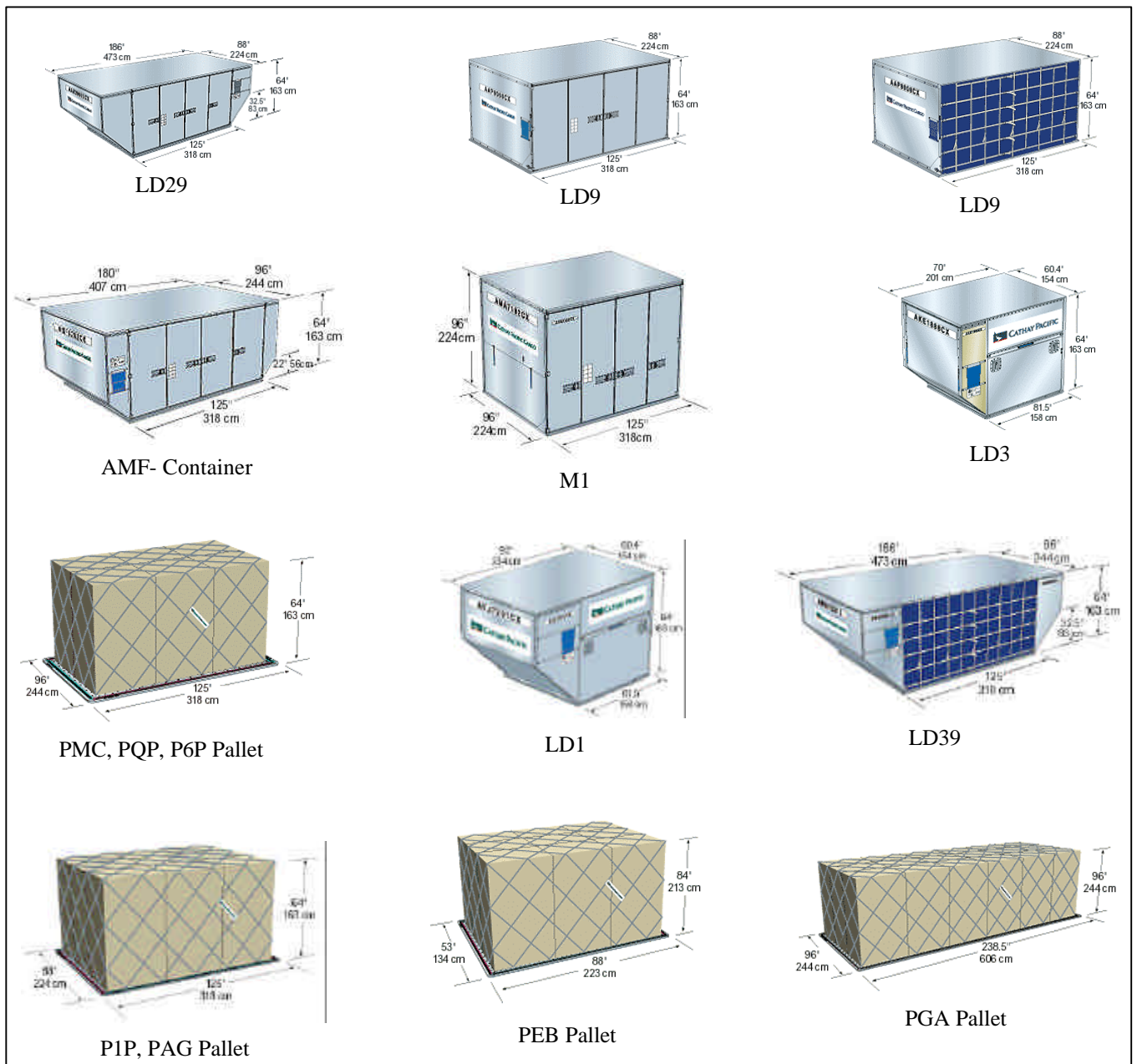


Bild 2.8: Übliche Frachtcontainer und Paletten [Quelle Cathay Pacific]

### 3 Rumpfgeometrie

#### 3.1 Bestimmung des Querschnittes

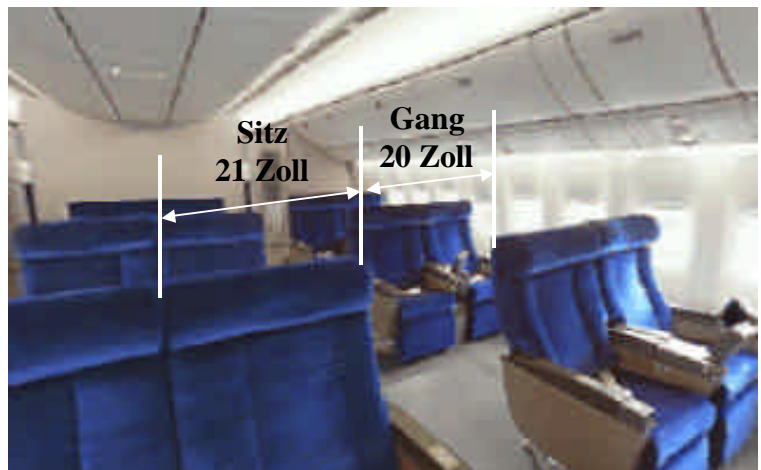
Die Bestimmung und Berechnung des Rumpfquerschnittes setzt voraus, daß bestimmte Eckdaten bekannt und verfügbar sind:

- Anzahl der Passagiere nebeneinander auf den jeweiligen Passagierdecks,  $n_{sa}$
- Anzahl der Gänge auf den jeweiligen Decks,  $n_{aisles}$
- Breite eines Sitzes
- Breite eines Ganges
- Mindestwerte oder Komfortanforderungen bezüglich Höhe in Gängen, unter den Gepäckfächern und Freiräume für die Passagiere auf den Außensitzen des Oberdecks.
- Abmessungen der Container auf dem Frachtdeck

In dem erstellten EXCEL- Programm MAP'99 ist es möglich, die Anzahl der Sitze nebeneinander von einer 6 bis 10 abreast Sitzanordnung zu variieren. Um auch Flugzeugmuster der bestehenden *Wide Body* und *Single Aisle Familien* zu berücksichtigen ist es möglich, die Anzahl der Sitze auf einem Deck auf 0 zu setzen. Für die *Single Aisle Familie* sind weitere Annahmen möglich.

Für die Breite von Sitzen und Gängen werden folgende Annahmen getroffen:

- Die Breite eines Sitzes beträgt in einer Economy Class Bestuhlung 21 Zoll. Dies entspricht dem Airbus-Standard. [Quelle: TLAR A3XX 29.05.97]
- Die Breite der Gänge soll 20 Zoll nicht unterschreiten. Dieses Maß ist auch Airbus-Standard. [Quelle: TLAR A3XX 29.05.97]

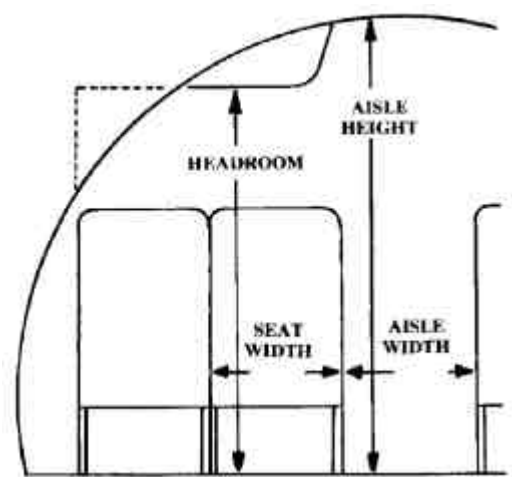


**Bild 3.1:** Breite von Sitzen und Gängen

Die weiteren Anforderungen für Freiräume der außen auf dem Upper Deck sitzenden Passagiere werden mit folgenden Werten festgelegt:

Die Mindesthöhe in den Gängen beträgt 2,10m. Um auch Reserven für Änderungen der Bodenstruktur und der Gestaltung des Linings zu haben, wird die Deckshöhe mit 2,50 m angenommen. Dieser Wert gilt für beide Decks und kann in dem erstellten Programm verändert werden.

Die Höhe unter den seitlichen Gepäckfächern wird mit 65 Zoll oder 1,70m angenommen. Um den Komfort zu erhöhen wird gefordert, daß auch über dem Außensitz die volle Kopffreiheit gegeben ist. Diese Angaben sind aus dem TLAR A3XX 29.05.97 übernommen worden.



**Bild 3.2:** Elementare Maße beim Kabinenlayout

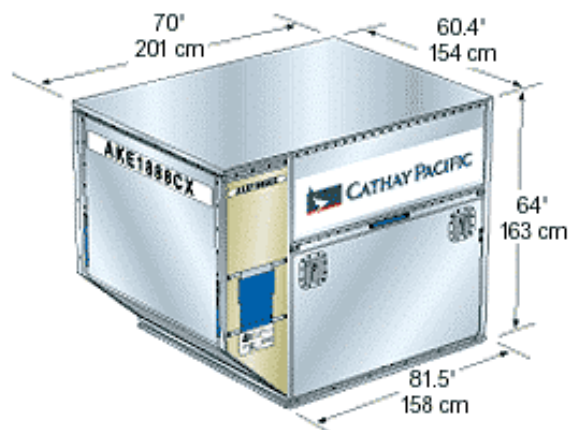
### 3.2 Annahmen für das Frachtdeck

Um die notwendigen Flächen bzw. Räume für das Frachtdeck bestimmen zu können, werden für die zwei betrachteten Containertypen folgende Annahmen getroffen.

#### 3.2.1 Container 1 (LD3)

Für den LD3 Container, der eingangs bereits beschrieben worden ist, wird vereinfachend eine Rechteckkontur angenommen. Im Querschnitt hat dieses angenommene Rechteck eine Breite von 70 Zoll, was der Breite des Containers auf der Oberseite entspricht. Die Höhe bleibt mit 64 Zoll unverändert.

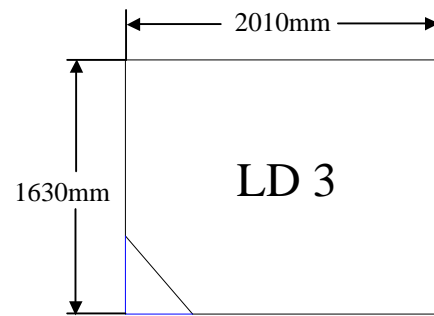
Um diesen Container unterbringen zu können wird eine Frachtraumhöhe von 1,90m angesetzt. Dies ist nötig, da zu der reinen Containerhöhe von 1,63m noch die Roller Tracks, auf denen die Container geführt und befestigt werden und vorgeschriebene Freiräume an der Oberseite des Containers kommen, die zusätzli-



**Bild 3.3:** Standardcontainer LD3

chen Raum erfordern. Der Raum, der zwischen Container und der Bodenstruktur des Passagierdecks vorhanden sein sollte, beträgt etwa 2 Zoll (Schmitt 98).

Bei der Unterbringung der Container im Frachtraum werden verschiedene Varianten betrachtet, wie z.B. zwei Container nebeneinander quer zur Flugrichtung, drei Container nebeneinander wobei der mittlere längs zur Flugrichtung verladen wird und drei Container die alle quer zur Flugrichtung stehen.



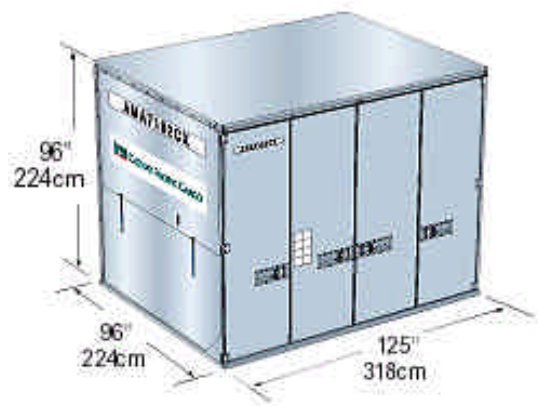
**Bild 3.4:** Annahme der LD3 Kontur als Rechteck

### 3.2.2 Container 2 (M1)

Für den M1 Container sind keine weiteren Annahmen notwendig, da er eine Rechteckkontur hat, die leicht in der Rechnung berücksichtigt werden kann.

Dieser Container kann sowohl in Längsrichtung als auch in Querrichtung verladen werden. Durch die Höhe von 96 Zoll ist es bisher nicht möglich gewesen, diesen Container im Unterflurbereich von zivilen Verkehrsflugzeugen unterzubringen. Bei dem Entwurf eines Flugzeuges der Größenordnung A3XX wäre die erforderliche Frachtraumhöhe von 2,60 m denkbar und möglich.

Anstelle der hier gewählten Container können auch Paletten oder andere (kleinere) Container verladen werden



**Bild 3.5:** Luftfahrtcontainer M1



### 3.3 Unterbringung von Passagieren und Fracht in einer sogenannten "Nutzlastbox"

Um eine weitgehend selbständige Berechnung zu ermöglichen, wird die oben beschriebene Nutzlast in einer sogenannten "Nutzlastbox" untergebracht. Die Abmessungen dieser Box werden über folgende Zusammenhänge definiert:

$$Breite_{UpperDeck} = n_{sa,UpperDeck} \cdot 21Zoll + n_{aisles,UpperDeck} \cdot 20Zoll$$

$$Breite_{MainDeck} = n_{sa,MainDeck} \cdot 21Zoll + n_{aisles,MainDeck} \cdot 20Zoll$$

$$Breite_{LowerDeck} = n_{Container} \cdot Breite_{Container}$$

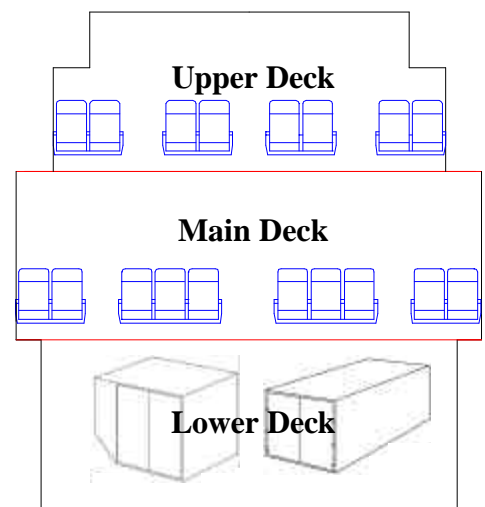
$$Höhe_{UpperDeck} = 2,50m, \text{ nach Annahme}$$

$$Höhe_{MainDeck} = 2,50m, \text{ nach Annahme}$$

$$Höhe_{LowerDeck} = 1,90m \text{ für den LD3 Container}$$

$$Höhe_{LowerDeck} = 2,60m \text{ für den M1 Container}$$

$$Höhe_{Gesamt} = Höhe_{UpperDeck} + Höhe_{MainDeck} + Höhe_{LowerDeck}$$



**Bild 3.6:** Darstellung der Nutzlastbox

Die "Ecke" auf dem Oberdeck ergibt sich aus der Forderung nach Kopffreiheit über dem Außensitz. Wie bereits erwähnt, beträgt hier die Höhe über dem Boden des Oberdecks 1,70m. Die Breite dieser Abstufung ("Ecke") entspricht der Breite des Außensitzes. Das Zusammenfassen der Nutzlast zu dieser Box erleichtert die Umsetzung in dem erstellten EXCEL- Programm MAP'99 und ist Grundlage aller Berechnungen in diesem Zusammenhang.

### 3.4 Möglichkeiten zur Unterbringung der Nutzlastbox in einer Rumpfkontur

Um die in ihren Ausmaßen festgelegte Nutzlastbox werden im nächsten Schritt verschiedene Rumpfkonturen generiert. Diese lassen sich in drei Gruppen unterteilen.

#### 3.4.1 Gruppe 1 , Kreisform

Die einfachste Art des Querschnitts stellt der Kreisquerschnitt dar. Der Radius des Kreises wird durch den vom Mittelpunkt am weitesten entfernten Punkt der Boxkontur bestimmt. Über den Pythagoras ist der Radius leicht zu bestimmen.

$$r = \sqrt{x^2 + y^2}$$

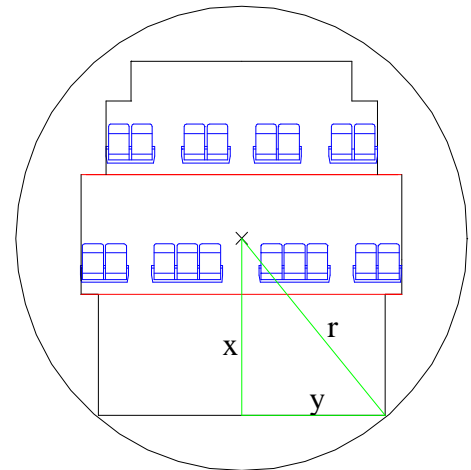


Bild 3.7: Kreiskontur des Rumpfes

#### 3.4.2 Gruppe 2, Ellipsenkontur

Wesentlich komplizierter wird es bei einer Ellipsenkontur. In das EXCEL- Programm wird die Ellipsenkontur mit Hilfe bekannter Gleichungen integriert.

In dieser Arbeit wird bei der Beschreibung und Identifizierung der Ellipsenkontur im wesentlichen der Ausnutzungsgrad verwendet. Dieser ist definiert als Quotient von benötigter Fläche (Nutzlastbox) zu vorhandener Fläche (Ellipse).

Ein EXCEL- Programm (SOLVER) berechnet nach Definition des Ausnutzungsgrades die Ellipsenabmessungen. Es fällt auf, daß gerade "hohe" Ellipsen mit einem geringen Seitenverhältnis einen hohen Ausnutzungsgrad haben. Geht das Seitenverhältnis gegen 1 (Kreiskontur) wird der Ausnutzungsgrad niedrig.

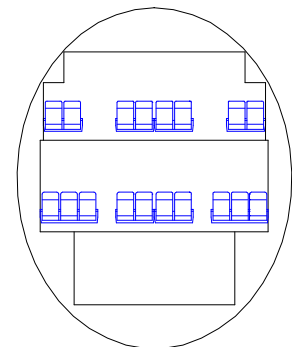


Bild 3.8: Elliptischer Rumpfquerschnitt

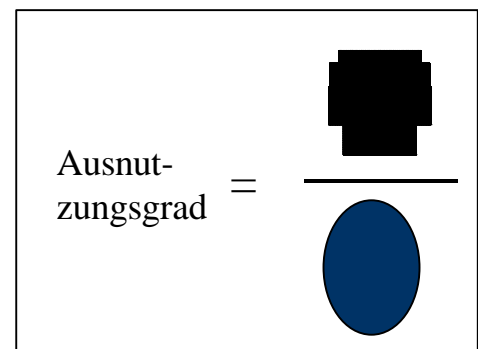


Bild 3.9: Darstellung des Ausnutzungsgrades

### 3.4.3 Gruppe 3, Beliebige Querschnitte

Ein nochmals erhöhter Arbeitsaufwand ist nötig, wenn es darum geht, beliebig gestaltete Querschnittsformen zu beurteilen. Es ist in diesem Fall nicht mehr möglich auf Gleichungen zurückzugreifen, mit denen die Segmentkontur komplett beschrieben werden kann.

Um für diese Querschnitte z.B. den Biegemomentverlauf im Spant zu ermitteln, ist es nötig eine FEM-Rechnung zu machen (siehe Kapitel 4 FEM-Rechnung).

Die Querschnitte dieser Gruppe 3 werden über ein CAD- Programm (in diesem Fall AutoCAD R14) erstellt, da es zum einen nötig ist, das FEM- Programm mit Geometriedaten zu füttern und zum anderen die Geometrie über Konturpunkte in die EXCEL- Berechnung einzugeben.

Die Bearbeitung dieser Querschnitte erfordert durch die FEM- Berechnung und der Aufbereitung der Ergebnisse viel Zeit.

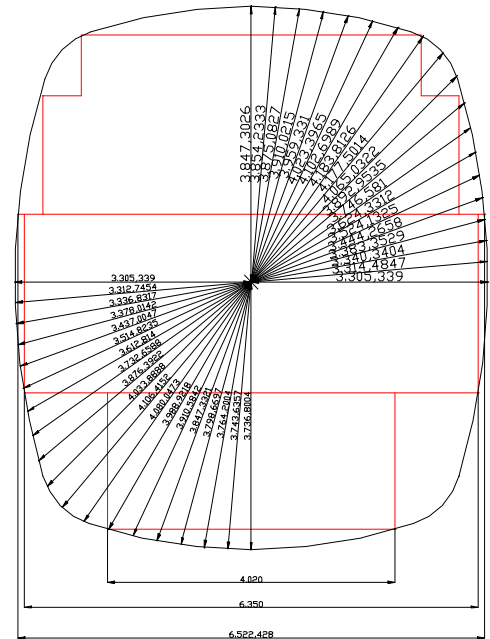


Bild 3.10: Beliebiger Querschnitt

### 3.5 Bestimmung der Rumpflänge

Um von der Querschnittsgeometrie auf die Rumpflänge schließen zu können, wird auf folgende Gleichungen (nach Scholz '98) zurückgegriffen:

$$l_{cabin} = k_{cabin} \cdot \frac{n_{pax}}{n_{sa}} \quad (3.1)$$

$$l_f = 1,6 \cdot d_{effektiv} + l_{cabin} + 4m \quad (3.2)$$

Der Faktor  $k_{cabin}$  in dieser Formel kann zwischen 1,0m und 1,1m variieren. Dies hängt von der Nutzung (Langstrecke oder Kurzstrecke, Linie oder Charter) und dem Halter des Flugzeuges ab. Dies bedeutet, daß die Kabinenlänge um 10% schwanken kann. Da der Faktor  $k_{cabin}$  nur an vage Anhalte geknüpft ist, wird ein Zusammenhang gesucht, der eine größere Genauigkeit bei der Bestimmung der Rumpflänge ermöglicht.

Zu diesem Zweck werden die Daten der Airbusflugzeuge in einer Tabelle zusammengefaßt. Noch nicht gebaute Flugzeuge, wie die A3XX, A318 und die Derivate der A340 sind hier ebenfalls berücksichtigt.



**Tabelle 3.1:** Daten von Airbusflugzeugen

A/C	$n_{pax}$	$n_{sa}$	$l_{total}$	$l_{Rumpf}$	$l_{cabin}$	$d_{effektiv}$	$k_{cabin}$	$\frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}}$
A318	129	6	31,40m	31,40m	21,06m	3,96m	0,980	7,929
A319	153	6	33,80m	33,80m	23,46m	3,96m	0,920	8,535
A320-200	180	6	37,60m	37,60m	27,26m	3,96m	0,909	9,495
A321	220	6	44,50m	44,50m	34,16m	3,96m	0,932	11,237
A310-300	280	9	46,70m	46,20m	33,18m	5,64m	1,066	8,191
A330-200	405	9	59,00m	58,48m	45,46m	5,64m	1,010	10,369
A306	361	9	54,10m	53,13m	40,11m	5,64m	1,000	9,420
A340-200	420	9	59,40m	58,48m	45,46m	5,64m	0,974	10,369
A330-300	440	9	63,70m	63,21m	50,19m	5,64m	1,027	11,207
A340-300	440	9	63,70m	63,21m	50,19m	5,64m	1,027	11,207
A340-500	440	9	67,90m	66,17m	53,15m	5,64m	1,087	11,732
A340-600	485	9	75,30m	73,46m	60,44m	5,64m	1,121	13,025
A3XX-050	608	18	68,20m	64,82m	48,29m	7,83m	1,430	8,278
A3XX-100	842	18	73,30m	69,90m	53,37m	7,83m	1,141	8,927
A3XX-200	970	18	79,60m	76,25m	59,72m	7,83m	1,108	9,738

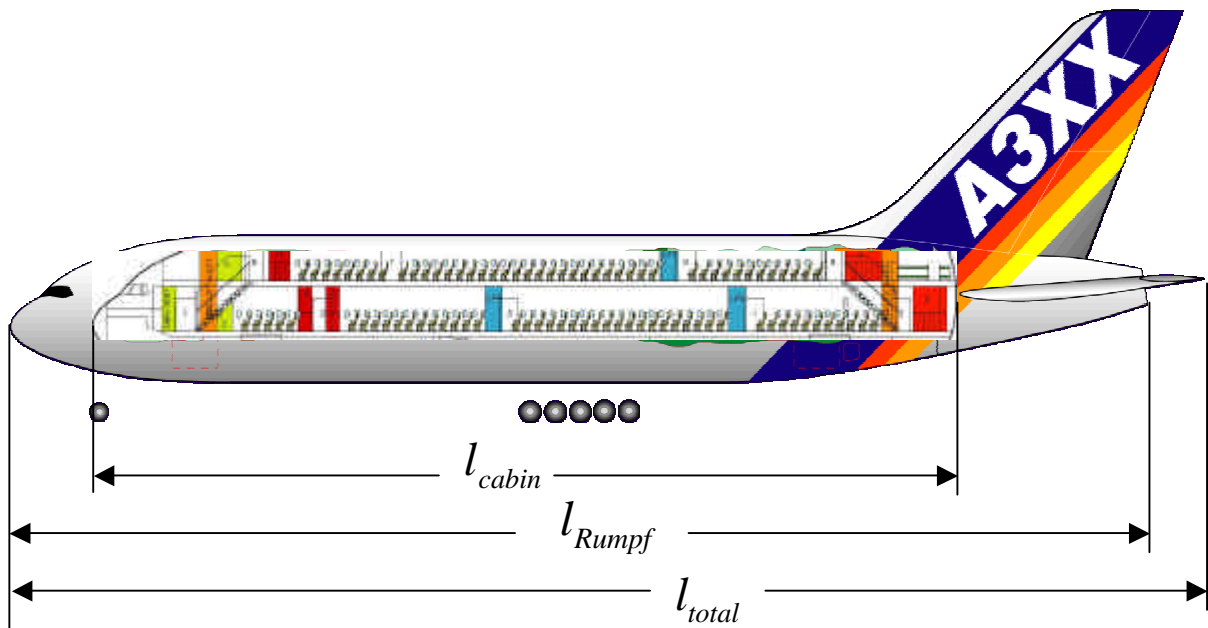
Beschreibung der enthaltenen Größen:

- $n_{pax}$ ; Es wird die höchste Passagierzahl verwendet, die zulässig ist (High Density)
- $l_{total}$ ; Diese Größe beschreibt die maximale Länge des Flugzeuges, dieses ist nicht immer die Rumpflänge  $l_{Rumpf}$ . Nur bei den Flugzeugen der *Single Aisle Familie* ist  $l_{total} = l_{Rumpf}$
- $l_{Rumpf}$ ; Die Rumpflänge wird aus Datenblättern entnommen, Ist diese Datenquelle nicht vorhanden ist die Rumpflänge aus einer Drei- Seiten- Ansicht abgemessen worden. Die Rumpflänge beinhaltet auch das APU- Compartment.
- $l_{cabin}$ ; Die Kabinenlänge berechnet sich aus der oben definierten Formel
- $d_{effektiv}$ ; Für nicht kreisförmige Querschnitte wird mit Hilfe der Formel:

$$d_{effektiv} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot A_{Querschnitt}} \quad (3.3)$$

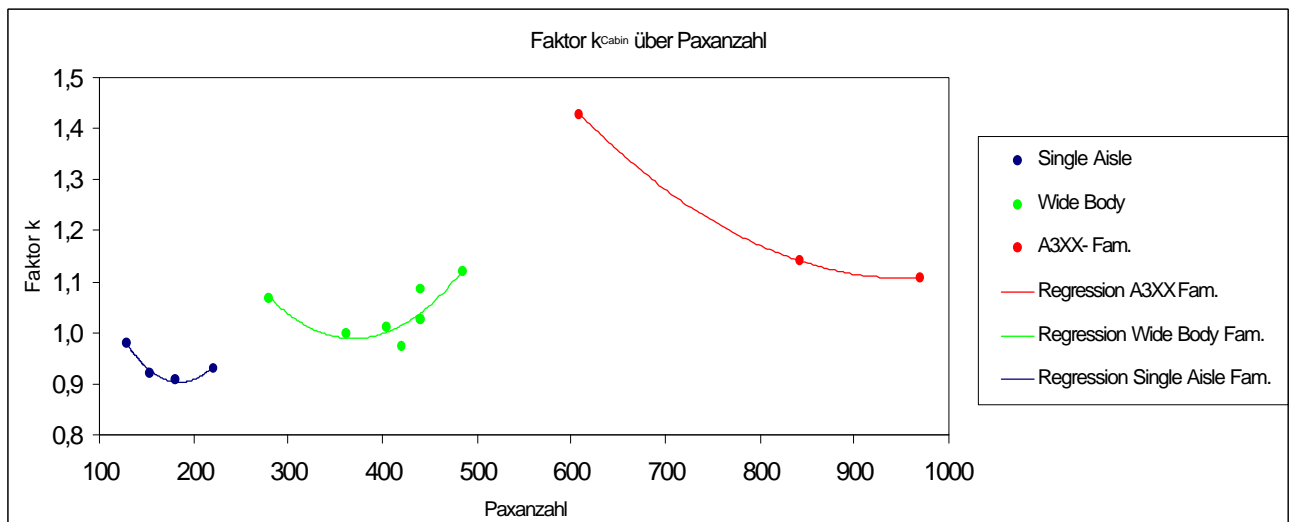
ein effektiver Durchmesser nach Torenbeek '88 bestimmt.

- $\frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}}$ ; Dieser Quotient stellt den Schlankheitsgrad der Rumpfröhre dar. Lange gestreckte Versionen eines Flugzeugmusters haben einen höheren Schlankheitsgrad als das Ausgangsmuster oder verkürzte Versionen. Alternative Bezeichnung  $I_{Rumpf}$



**Bild 3.11:** Längenmaße am Rumpf der A3XX

Mit den Daten der Tabelle 3.1 läßt sich der Faktor  $k_{cabin}$  über die Passagieranzahl auftragen. Bei dieser Darstellung werden die verschiedenen (Airbus-) Flugzeugfamilien *Single Aisle*, *Wide Body* und *A3XX Familie* unterschieden.



**Bild 3.12:** Faktor  $k_{cabin}$  über die Passagieranzahl aufgetragen

Die Datenpunkte sind durch Regression in Gleichungen verarbeitet worden. Für die einzelnen Flugzeugfamilien gelten folgende Zusammenhänge:

- *Single Aisle Familie* (A319...):

$$k_{cabin} = 2,396 \cdot 10^{-5} \cdot n_{Pax}^2 - 8,847 \cdot n_{Pax} + 1,719 \quad (3.4)$$

Das Bestimmtheitsmaß beträgt  $R^2 = 0,971$

- *Wide Body Familie* (A300...):

$$k_{cabin} = 9,996 \cdot 10^{-6} \cdot n_{Pax}^2 - 7,384 \cdot 10^{-3} \cdot n_{Pax} + 2,353 \quad (3.5)$$

das Bestimmtheitsmaß beträgt  $R^2 = 0,734$

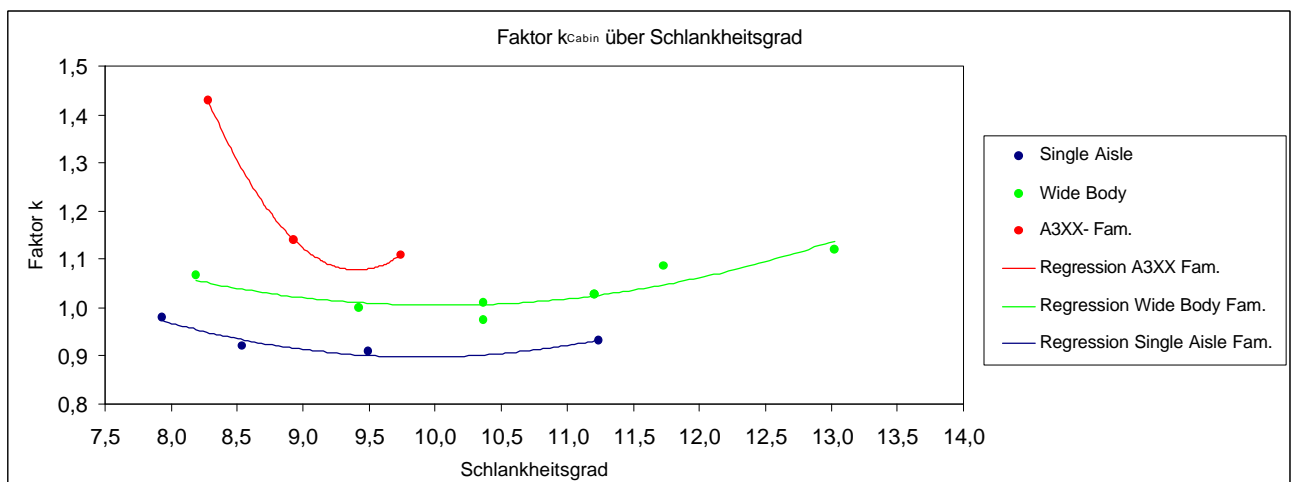
- *A3XX Familie*:

$$k_{cabin} = 2,702 \cdot 10^{-6} \cdot n_{Pax}^2 - 5,152 \cdot 10^{-3} \cdot n_{Pax} + 3,563 \quad (3.6)$$

das Bestimmtheitsmaß beträgt  $R^2 = 1$

Mit der Hilfe der hier ermittelten Gleichungen läßt sich in erster Näherung der Faktor  $k_{cabin}$  anhand der Passagieranzahl  $n_{Pax}$  schätzen. Ist Faktor  $k_{cabin}$  bekannt, so läßt sich eine Rumpflänge  $l_{Rumpf}$  mit den oben dargestellten Zusammenhängen ermitteln. Da dies erst eine recht grobe Schätzung ist, erfolgt ein zweiter Schritt um die Genauigkeit zu verbessern.

Der Faktor  $k_{cabin}$  wird zu diesem Zweck über den Schlankheitsgrad  $\frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}}$  aufgetragen.



**Bild 3.13:** Faktor  $k_{cabin}$  über den Schlankheitsgrad des Rumpfes aufgetragen

Die Datenpunkte sind wieder durch Regression in Gleichungen verarbeitet worden. Für die einzelnen Flugzeugfamilien gelten folgende Zusammenhänge:

- *Single Aisle Familie* (A319...):

$$k_{cabin} = 0,0196 \cdot \left( \frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}} \right)^2 - 0,387 \cdot \left( \frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}} \right) + 2,814 \quad (3.7)$$

Das Bestimmtheitsmaß beträgt  $R^2 = 0,8992$

- *Wide Body Familie* (A300...):

$$k_{cabin} = 0,0151 \cdot \left( \frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}} \right)^2 - 0,3026 \cdot \left( \frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}} \right) + 2,5239 \quad (3.8)$$

das Bestimmtheitsmaß beträgt  $R^2 = 0,814$

- *A3XX Familie*:

$$k_{cabin} = 0,277 \cdot \left( \frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}} \right)^2 - 5,214 \cdot \left( \frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}} \right) + 25,601 \quad (3.9)$$

das Bestimmtheitsmaß beträgt  $R^2 = 1$

Bei der Berechnung der A3XX Familie hat es sich als vorteilhaft erwiesen, die Rumpflänge  $l_{Rumpf}$  (über den Faktor  $k_{cabin}$ ) nur über die Passagieranzahl zu bestimmen.

Bei der Kontrolle der Ergebnisse hat sich gezeigt, daß die große Steigung der Regressionskurve für die A3XX Familie in Bild 3.12 schon bei geringen Änderungen des Schlankheitsgrades

$\frac{l_{Rumpf}}{d_{effektiv}}$  (zu) große Änderungen der Rumpflänge zur Folge hat.

Mit dem jetzt erneut ermittelten Faktor  $k_{cabin}$  wird die Rumpflänge endgültig bestimmt.

### 3.6 Bestimmung der Rumpfoberfläche

Bei der Bestimmung der Rumpfoberfläche in einem frühen Stadium des Flugzeugentwurfes ergeben sich leicht Probleme, da die Rumpfkontur nicht bis ins Detail bekannt ist und bestimmte Abmessungen noch völlig fehlen. Vereinfachungen sind deshalb an dieser Stelle notwendig. Torenbeek gibt in diesem Zusammenhang eine Gleichung an, die sich bei der Bestimmung der Rumpfoberfläche auf wenige schon anfangs bestimmte Eingangsparameter beschränkt. Die gewählte Gleichung gilt für rotationssymmetrische Körper mit einem zylindrischen Mittelteil. Bei nichtkreisförmigen Rumpfquerschnitten (wie dies beim A3XX der Fall ist) wird ein effektiver Rumpfdurchmesser gebildet, der dann in die Gleichung eingesetzt wird.

Die Gleichung für die benetzte Rumpfoberfläche ist nach Torenbeek:

$$S_{Rumpf} = \mathbf{p} \cdot d_{effektiv} \cdot l_{Rumpf} \cdot \left(1 - \frac{2}{I_{Rumpf}}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(1 + \frac{1}{I_{Rumpf}^2}\right) \quad (3.10)$$

Es gilt aber die Einschränkung, daß der Schlankheitsgrad  $I_{Rumpf} \geq 4,5$  ist.

Da die einzelnen Parameter dieser Gleichung in dem vorherigen Kapitel 3.5 bereits erklärt worden sind, wird an dieser Stelle darauf verzichtet.

Beim Gebrauch dieser Gleichung ist zu bemerken, daß weder Verkleidungen (z.B. Flügel-Rumpf Übergang) noch Lufteinläufe oder sonstige "Verunreinigungen" beachtet werden können. Der Einfluß dieser Flächen wird für diese Arbeit aber als vernachlässigbar eingeschätzt.

Um die Genauigkeit der Formel zu überprüfen, sind einige A3XX Daten nachgerechnet worden:

**Tabelle 3.2:** Überprüfung der Formel nach Torenbeek

A/C Typ	$l_{Rumpf}$	$S_{Rumpf,geg}$	$S_{Rumpf,ger}$	Abweichung
A3XX-50	64,82m	1366 m <sup>2</sup>	1342 m <sup>2</sup>	1,75%
A3XX-100	69,90m	1492 m <sup>2</sup>	1467 m <sup>2</sup>	1,67%
A3XX-200	76,25m	1650 m <sup>2</sup>	1622 m <sup>2</sup>	1,69%
Status 8A	69,90m	1466 m <sup>2</sup>	1496 m <sup>2</sup>	2,04%
DB	69,90m	1506 m <sup>2</sup>	1523 m <sup>2</sup>	1,12%
TB	69,90m	1584 m <sup>2</sup>	1502 m <sup>2</sup>	1,14%
NTB	69,90m	1476 m <sup>2</sup>	1498 m <sup>2</sup>	1,50%
A340-300	63,21m	963 m <sup>2</sup>	990 m <sup>2</sup>	2,75%

Es wird deutlich, daß die Abweichung recht gering ist. Die Genauigkeit ist für diese Art von Betrachtung mehr als ausreichend.

## **4 FEM - Berechnung**

### **4.1 Grundsätzliches**

Bei komplexen Strukturen (hier die Berechnung eines Rumpfquerschnittes) ist es nur selten möglich eine statische Rechnung auf geschlossene, analytische Weise mit ausreichender Genauigkeit durchzuführen. Die nötigen Vereinfachungen beeinträchtigen in solchen Fällen die Qualität des Ergebnisses.

Bei der **Finiten Element Methode** (kurz FEM) wird eine komplexe Struktur in eine endliche (finite) Anzahl von Elementen zerlegt. Aus den Einzellösungen der Elemente, die bekannt sind, wird unter Berücksichtigung von Gleichgewichts- und Verträglichkeitsbedingungen die Lösung für das Gesamtsystem ermittelt.

Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten FEM- Rechnungen sind mit dem Programm COSMOS/M (Version 1.71) durchgeführt worden. Dieses Programm ist lange Gegenstand der Vorlesung Finite Element Methode an der Fachhochschule Hamburg gewesen, auf deren Grundlagen hier zurückgegriffen wird.

### **4.2 Ziel der FEM- Rechnung**

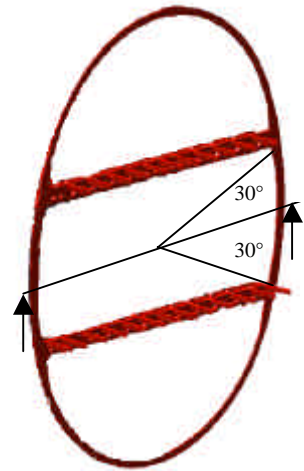
Mit Hilfe dieser Berechnungen gilt es Zusammenhänge und Abhängigkeiten zu ermitteln, die eine weitgehend automatische Belastungsermittlung im Rahmen des angefertigten EXCEL- Programmes MAP'99 ermöglichen.

Ziel ist es gewesen, auch komplizierte Querschnittsformen, wie zum Beispiel die Ellipsenkontur, auf einfachere und berechenbare Geometrien zurückzuführen. Dies ist vorzugsweise der Kreisquerschnitt. Dies beinhaltet die Ermittlung von Erfahrungswerten, mit denen anhand bestimmter Querschnittsmerkmale auf das zu erwartende Belastungsniveau geschlossen werden kann. Das wichtigste Querschnittsmerkmal wird in diesem Zusammenhang das Seitenverhältnis sein, was im nachfolgenden Abschnitt noch erläutert wird.

### 4.3 Bildung eines Rechenmodelles

Um den Umfang dieser Berechnungen zu begrenzen, dies betrifft besonders die SKO- Rechnung, ist der Sachverhalt vereinfacht worden. Diese Vereinfachungen bestehen aus folgenden Punkten:

- Das Frachtdeck wird vernachlässigt
- Die Passagierdecks werden in einem 30° Winkel von der Horizontalen angenommen
- Die Decks sind unendlich steif, was durch entsprechende Auflagerbedingungen simuliert wird
- Die Verformung der Passagierdecks wird nicht berücksichtigt. Die durch die Fußböden wirkenden Lasten werden durch Einzellasten an den Fußbodenanschlußpunkten angesetzt.
- Es wird nicht zwischen Spant und Haut unterschieden, sondern mit der äußeren Rumpfkontur gerechnet. Es wird vorausgesetzt, daß der Spantradius gegenüber den übrigen Abmessungen groß ist.
- Das Gleichgewicht mit den äußeren Kräften (Einzellasten, Drucklasten) halten 2 an der gedachten Horizontalen angreifende Kräfte (Auflager). Dies ist nötig um den Rechenaufwand der SKO- Rechnung einzugrenzen.



**Bild 4.1:** Bildung eines Rechenmodelles

### 4.4 Durchführung und Art der Berechnung

Um Abhängigkeiten und Gesetzmäßigkeiten bei den unterschiedlichen Rumpfkonturen zu erkennen, sind insgesamt 13 Rumpfqerschnitte mit der FEM- Methode berechnet worden.

Zusätzlich sind noch etliche "Exoten" wie Rechteckquerschnitte und aus Kreissegmenten zusammengesetzte Konturen berücksichtigt worden.

Jeder betrachtete Querschnitt wird belastet durch:

- den doppelten Innendruck,  $2 \cdot \Delta p$  (nach FAR 25.365) mit  $\Delta p = 60500 Pa$
- das Gewicht der Passagiere bei einem Lastvielfachen von  $n_z = 3,75$  (nach FAR 25.337)

Um diese Bedingungen in Kräfte für die jeweiligen Berechnungen (SKO und FEM) umzusetzen sind folgende Schritte notwendig:

Der Innendruck übt auf den Spant folgende Kräfte aus:

$$F_{Spant,ges} = 2 \cdot \Delta p \cdot Fläche \quad (4.1)$$

Die Fläche wird aus dem Umfang des Rumpfquerschnittes sowie der gewählten Spantteilung bestimmt:

$$Fläche = Umfang \cdot Spantteilung \quad (4.2)$$

Die so ermittelte Kraft wird über 36 bis maximal 72 Punkte in die (Spant-)Struktur eingeleitet. Die Kraft die auf jeden dieser Punkte normal zur Kontur wirkt beträgt so:

$$F_{Punkt} = \frac{F_{Spant,ges}}{n_{Punkte}} \quad (4.3)$$

Mit diesen Annahmen ist es möglich den Biegemomentverlauf über den Umfang ausreichend genau darzustellen und den Rechenaufwand zu begrenzen. Dies betrifft besonders die SKO-Rechnung. Bei der FEM- Rechnung wird der Innendruck als Linienlast idealisiert in die Struktur eingeleitet.

Die Last die durch Passagiere mit dem entsprechenden Lastvielfachen  $n_z$  entsteht beträgt:

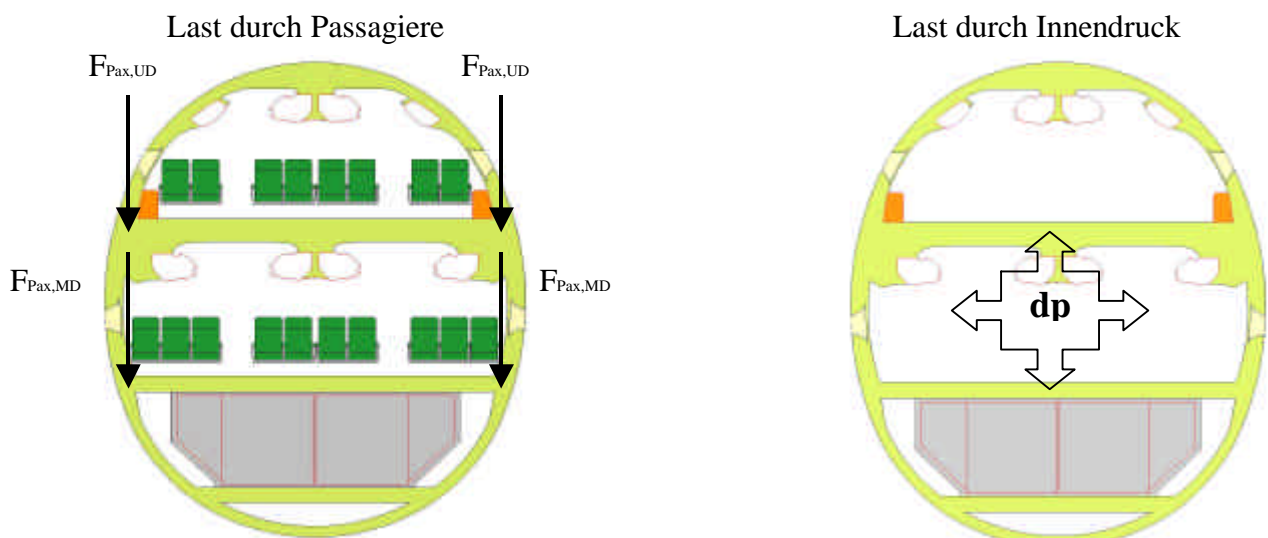
$$F_{Pax,UpperDeck} = n_{Pax,UpperDeck} \cdot m_{Pax} \cdot g \cdot n_z \quad (4.4)$$

mit  $m_{Pax} = 100kg$

$$g = 9,80665 \frac{m}{s^2}$$

Für das Hauptdeck ist der Rechengang identisch.

Die Hälfte dieser Kräfte wird jeweils an den 2 Befestigungspunkten der Decks in die Struktur eingeleitet.



**Bild 4.2:** Einleitung von Lasten in die Struktur in einem Querschnitt



Die im Rahmen dieser FEM- Rechnung betrachteten Rumpfqerschnitte werden in 3 Gruppen unterteilt, die sich in Art und Verteilung der Nutzlast unterscheiden.

#### 4.4.1 Gruppe 1 , 18 abreast Sitzanordnung

Diese Konfiguration ist an das A3XX Konzept angenähert und besteht aus einer 18 abreast Sitzanordnung. Für die Frachtbeförderung werden LD3 Container verwendet.

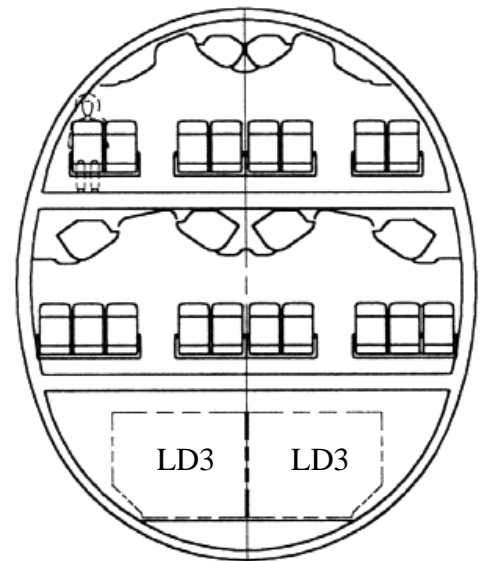
Aus dieser gewählten Konfiguration ergeben sich folgende Abmessungen für die Nutzlastbox:

- Breite des Oberdeck 5,28m
- Höhe des Oberdeck 2,50m
- Breite des Hauptdeck 6,35m
- Höhe des Hauptdeck 2,50m
- Breite des Frachtdeck 4,02m
- Höhe des Frachtdeck 1,90m

Auf dem Oberdeck sitzen 8, auf dem Hauptdeck 10 Passagiere.

Die Anzahl der Gänge beträgt 2 je Deck.

- Sitze abreast 18 (8+10)
- Anzahl Gänge 4 (2+2)



**Bild 4.3:** 18 abreast Sitzanordnung

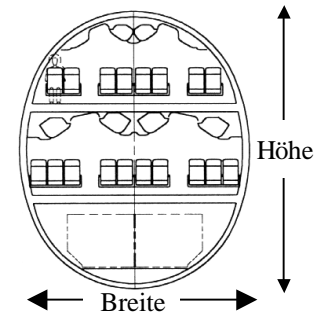
Im Folgenden wird die oben festgelegte Nutzlastbox in Rumpfqerschnitten mit verschiedenen Konturen untergebracht. Ausgehend von einem Kreisquerschnitt werden noch vier Ellipsenquerschnitte untersucht. Die Ellipsenquerschnitte werden dabei so gewählt, so daß beim Seitenverhältnis eine relativ gleichmäßige Abstufung erfolgt.

**Tabelle 4.1** Berechnete Rumpfqerschnitte der Gruppe 1

Übergang Kreisform zu Ellipsenform							
Breite	Höhe	Fläche	Umfang	Seitenverhältnis	SKO Biegemoment	FEM Biegemoment	Zuwachsfaktor
8086 mm	8086 mm	51,35 m <sup>2</sup>	25,402 m	1,000	3546900 Nmm	3296000 Nmm	1,000
7824 mm	8040 mm	49,40 m <sup>2</sup>	24,920 m	0,973	3699900 Nmm	3369129 Nmm	1,022
7450 mm	8170 mm	47,80 m <sup>2</sup>	24,561 m	0,912	4302300 Nmm	5589621 Nmm	1,696
7108 mm	8278 mm	46,21 m <sup>2</sup>	24,238 m	0,859	5532900 Nmm	7727637 Nmm	2,345
6780 mm	8390 mm	44,66 m <sup>2</sup>	23,958 m	0,808	6701400 Nmm	9860681 Nmm	2,992

Bedeutung der hier verwendeten Größen:

- das **Seitenverhältnis** stellt den Quotienten aus Breite und Höhe eines Querschnittes dar. Ein Seitenverhältnis von 1 beschreibt eine Kreiskontur. Je kleiner das Seitenverhältnis wird, desto höher und schlanker wird der Querschnitt, in diesem Fall die Ellipse.



**Bild 4.4:** Seitenverhältnis

- das **SKO Ergebnis** stellt das Resultat der Berechnung dar, wie sie mit Verwendung der Unterlagen der Vorlesung Strukturkonstruktion an der Fachhochschule Hamburg gemacht wird, um den Biegemomentenverlauf in einem Spant zu ermitteln. Das Ergebnis dieser Berechnung ist bei Querschnitten, die annähernd kreisförmig sind, ausreichend genau. Wird von der Kreisform abgewichen, ist es notwendig Korrekturen bei der Bestimmung des Biegemoments vorzunehmen. Dies geschieht mit der Hilfe der FEM- Rechnung. Der hier angegebene Wert für das Biegemoment ist ein Mittelwert der über den gesamten Umfang vorhandenen Biegemomente.
- das **FEM- Ergebnis** ist das Resultat einer Berechnung des entsprechenden Querschnittes mit der Hilfe des FEM- Programmes COSMOS\M. Wie bei der SKO- Berechnung stellt der hier angegebene Wert einen Mittelwert aller über den Umfang vorhandenen Biegemomente dar.
- der **Zuwachsfaktor** setzt das mittlere Biegemoment im betrachteten Querschnitt mit dem mittleren Biegemoment des Kreisquerschnittes, der als Referenzquerschnitt dient, ins Verhältnis. Ist der Faktor beispielsweise gleich 2 so bedeutet dies, daß die Belastung durch das Biegemoment in dem betrachteten Querschnitt doppelt so groß ist wie bei einem vergleichbaren Kreisquerschnitt. Dies führt dazu, daß die Struktur an die höhere Belastung angepaßt werden muß, was zu einem höheren Strukturgewicht führt.

#### 4.4.2 Gruppe 2 , 14 abreast Sitzanordnung

Um auch Veränderungen des Lastniveaus bei kleineren Querschnitten beurteilen zu können, wird eine 14 abreast Sitzanordnung betrachtet. Für das Frachtdeck werden wiederum LD3 Container verwendet.

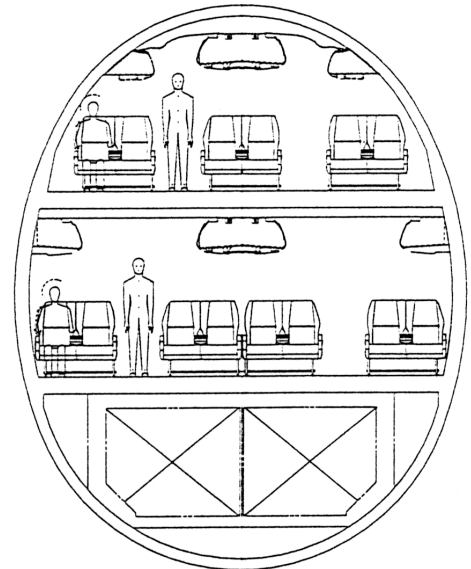
Aus dieser gewählten Konfiguration ergeben sich folgende Abmessungen für die Nutzlastbox:

- Breite des Oberdeck 4,72m
- Höhe des Oberdeck 2,50m
- Breite des Hauptdeck 5,79m
- Höhe des Hauptdeck 2,50m
- Breite des Frachtdeck 4,02m
- Höhe des Frachtdeck 1,90m

Auf dem Oberdeck sitzen 6, auf dem Hauptdeck 8 Passagiere.

Die Anzahl der Gänge beträgt 2 je Deck.

- Sitze abreast 14 (6+8)
- Anzahl Gänge 4 (2+2)



**Bild 4.5:** 14 abreast Sitzanordnung

Für die Unterbringung der Nutzlastbox werden nachfolgende Rumpfkonturen gewählt. Für diese Konfiguration ergeben sich aus der SKO- und der FEM- Rechnung folgende Ergebnisse:

**Tabelle 4.2** Berechnete Rumpfqerschnitte der Gruppe 2

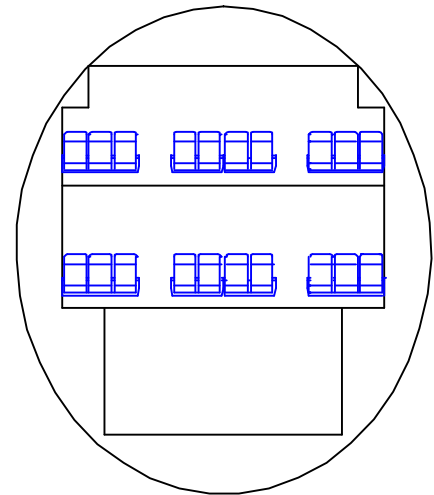
Übergang Kreisform zu Ellipsenform							
Breite	Höhe	Fläche	Umfang	Seitenverhältnis	SKO Biegemoment	FEM Biegemoment	Zuwachsfaktor
7986 mm	7986 mm	50,09 m <sup>2</sup>	25,088 m	1,000	2768640 Nmm	3224861 Nmm	1,000
6814 mm	8376 mm	44,83 m <sup>2</sup>	23,986 m	0,814	6192000 Nmm	9819727 Nmm	2,987
5979 mm	8654 mm	40,64 m <sup>2</sup>	23,366 m	0,691	9266100 Nmm	15875678 Nmm	4,810
5195 mm	8916 mm	36,38 m <sup>2</sup>	22,923 m	0,583	12350400 Nmm	21486089 Nmm	6,501

### 4.4.3 Gruppe 3 , 20 abreast Sitzanordnung

Um noch größere Querschnitte beurteilen zu können wird in dieser Gruppe 3 eine 20 abreast Sitzanordnung behandelt. Auf dem Frachtdeck werden wiederum LD3 Container verwendet.

Aus dieser gewählten Konfiguration ergeben sich folgende Abmessungen für den Rumpfquerschnitt:

- Breite des Oberdeck 6,35m
- Höhe des Oberdeck 2,50m
- Breite des Hauptdeck 6,35m
- Höhe des Hauptdeck 2,50m
- Breite des Frachtdeck 4,02m
- Höhe des Frachtdeck 1,90m



**Bild 4.6:** 20 abreast Sitzanordnung

Auf beiden Decks sitzen jeweils 10 Passagiere.

Die Anzahl der Gänge beträgt 2 je Deck.

- Sitze abreast 20 (10+10)
- Anzahl Gänge 4 (2+2)

Als Querschnitte für diese Gruppe sind nachfolgende Konturen gewählt worden. Für diese Konfiguration ergeben sich aus der SKO- und der FEM- Rechnung folgende Ergebnisse:

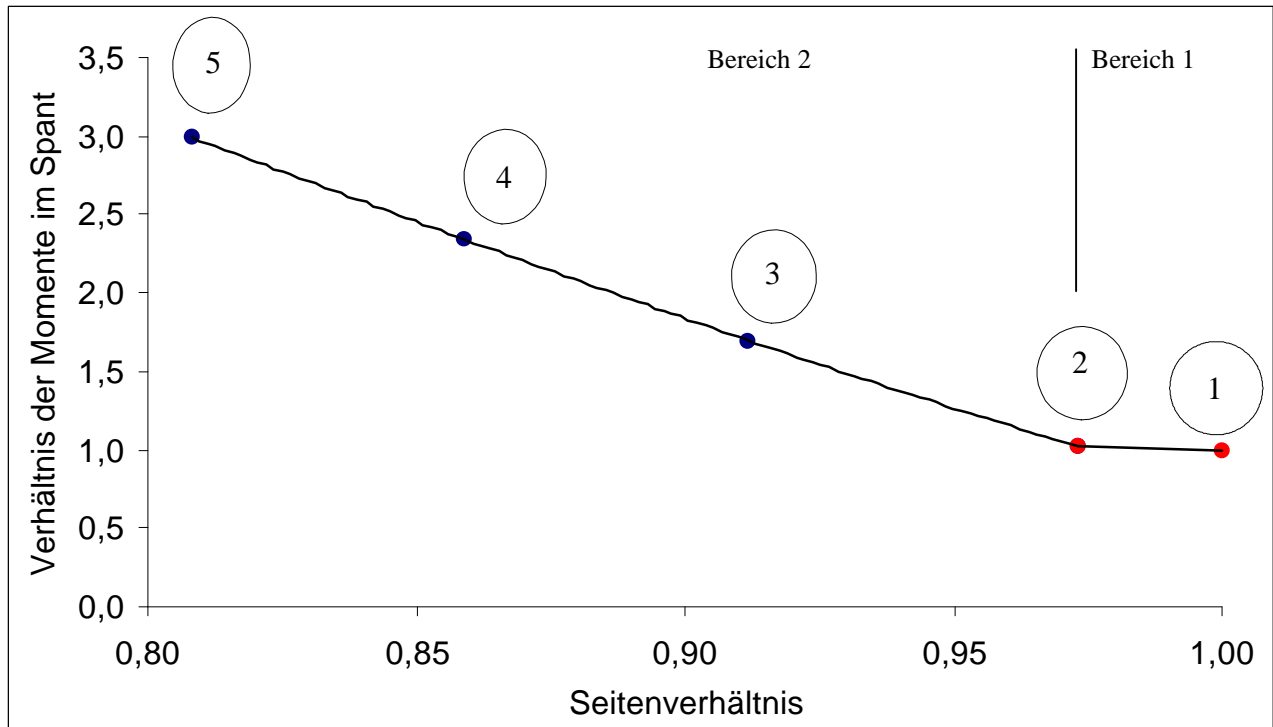
**Tabelle 4.3** Berechnete Rumpfquerschnitte der Gruppe 3

Übergang Kreisform zu Ellipsenform							
Breite	Höhe	Fläche	Umfang	Seitenverhältnis	SKO Biegemoment	FEM Biegemoment	Zuwachsfaktor
8690 mm	8690 mm	59,31 m <sup>2</sup>	27,300 m	1,000	4248000 Nmm	3823833 Nmm	1,000
8409 mm	8828 mm	58,30 m <sup>2</sup>	27,083 m	0,953	4547400 Nmm	4923183 Nmm	1,287
8071 mm	8994 mm	57,01 m <sup>2</sup>	26,844 m	0,897	5337300 Nmm	7726444 Nmm	2,021
7437 mm	9305 mm	54,35 m <sup>2</sup>	26,462 m	0,799	8200200 Nmm	13028733 Nmm	3,407

## 4.5 Ergebnis und Darstellung der FEM- Berechnung

Die Zuwachsfaktoren für das Biegemoment werden hier in Abhängigkeit vom Seitenverhältnis des betrachteten Querschnittes dargestellt. Enthalten sind nur die Querschnitte der aktuellen Gruppe.

### 4.5.1 Gruppe 1 (18 abreast Sitzanordnung)



**Bild 4.7:** Zuwachsfaktoren des Biegemomentes bei Gruppe 1

Auffallend bei dieser Darstellung ist der fast linear scheinende Zusammenhang von Belastungsniveau und Seitenverhältnis. Seitenverhältnisse von 1 bis etwa 0,97 nehmen hier eine Sonderrolle ein. Das Seitenverhältnis wird mit SV in den Formeln abgekürzt.

Diese Abhängigkeiten lassen sich in Form von folgenden Gleichungen darstellen:

Bereich 1:

$$\text{Zuwachsfaktor} = -0,8259 \cdot SV + 1,8259 \quad (4.1)$$

Bereich 2:

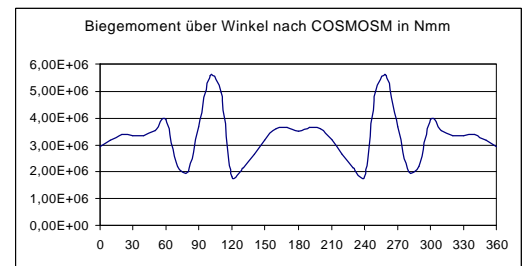
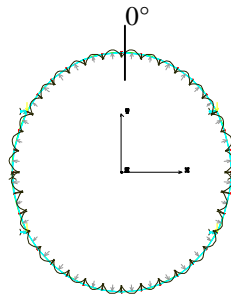
$$\text{Zuwachsfaktor} = 27,541 \cdot SV^3 - 65,139 \cdot SV^2 + 38,368 \cdot SV + 0,0098 \quad (4.2)$$

Es wird schon hier deutlich, daß bereits geringe Abweichungen von der Kreisform eine deutliche Zunahme des mittleren Biegemoments im Spant zur Folge haben.

Für die Rumpfqerschnitte dieser Gruppe ergeben sich folgende Biegemomentverläufe:

- Kontur 1

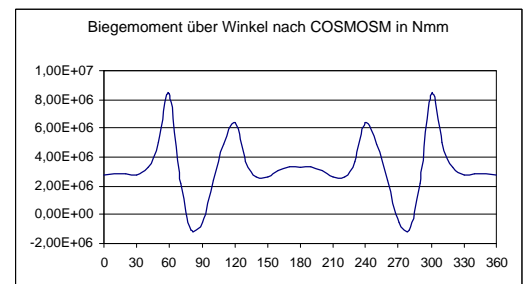
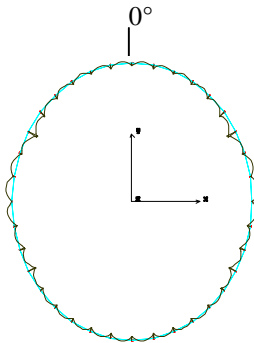
Typ: Kreis  
 Radius: 4043mm  
 Seitenverhältnis: 1  
 Zuwachsfaktor: 1



**Bild 4.8:** Biegemomentverlauf Kontur 1

- Kontur 2

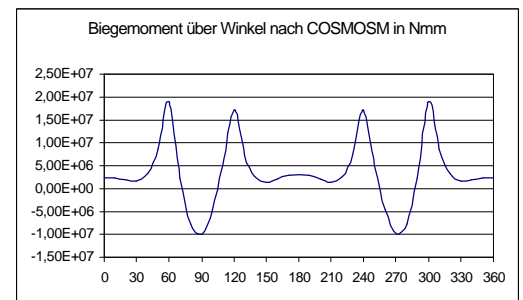
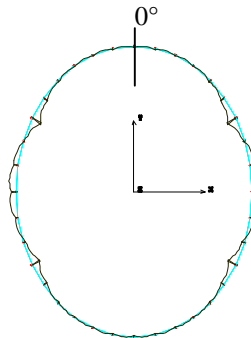
Typ: Ellipse  
 Höhe: 8040mm  
 Breite: 7824mm  
 Seitenverhältnis: 0,973  
 Zuwachsfaktor: 1,022



**Bild 4.9:** Biegemomentverlauf Kontur 2

- Kontur 3

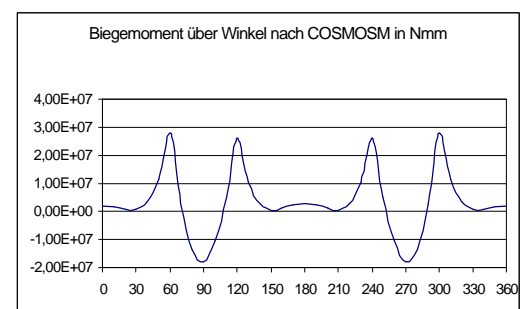
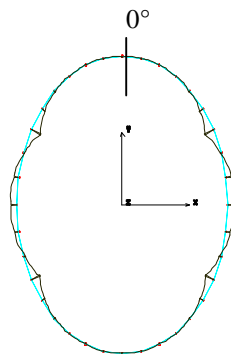
Typ: Ellipse  
 Höhe: 8170mm  
 Breite: 7450mm  
 Seitenverhältnis: 0,912  
 Zuwachsfaktor: 1,696



**Bild 4.10:** Biegemomentverlauf Kontur 3

- Kontur 4

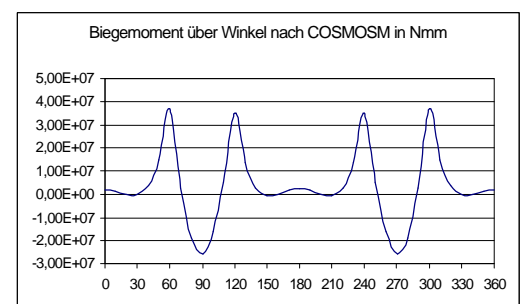
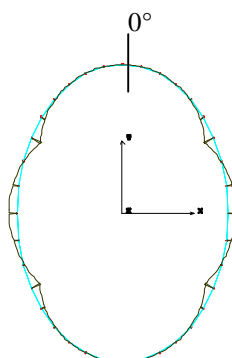
Typ: Ellipse  
 Höhe: 8278mm  
 Breite: 7108mm  
 Seitenverhältnis: 0,859  
 Zuwachsfaktor: 2,345



**Bild 4.11:** Biegemomentverlauf Kontur 4

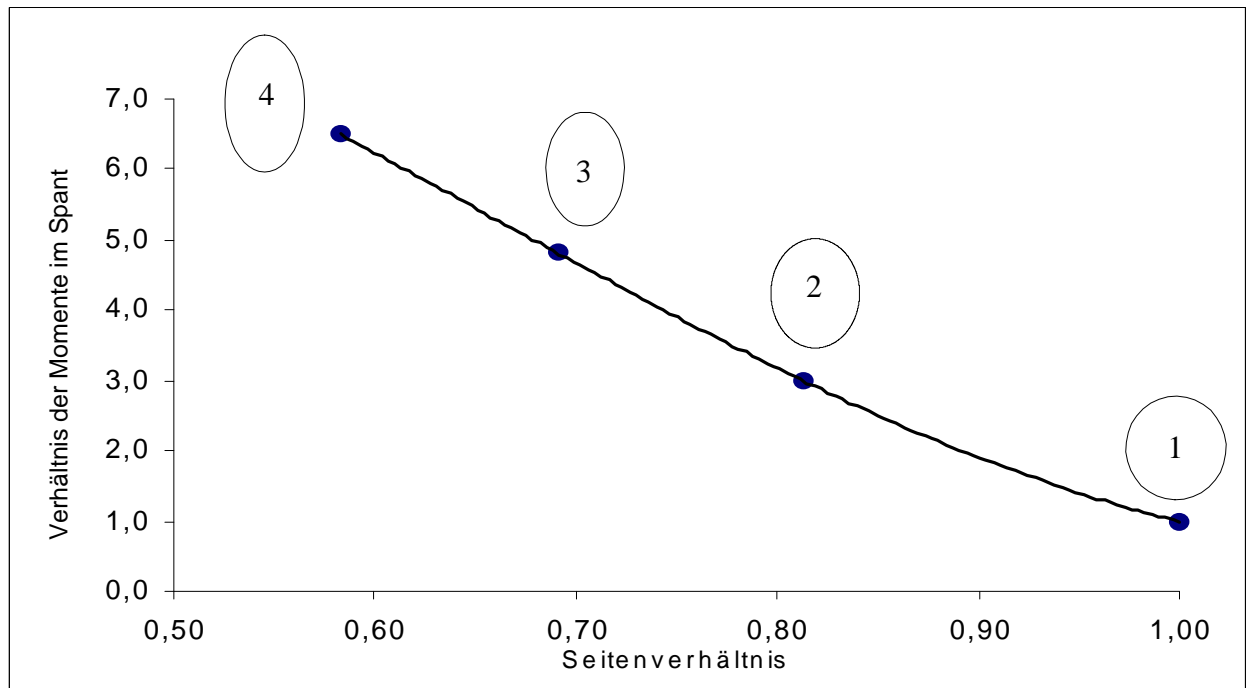
- Kontur 5

Typ: Ellipse  
 Höhe: 8390mm  
 Breite: 6780mm  
 Seitenverhältnis: 0,808  
 Zuwachsfaktor: 2,992



**Bild 4.12:** Biegemomentverlauf Kontur 5

#### 4.5.2 Gruppe 2 (14 abreast Sitzanordnung)



**Bild 4.13:** Zuwachsfaktoren des Biegemomentes bei Gruppe 2

Auch bei Querschnitten die kleiner als das A3XX- Konzept sind, gibt es einen Zusammenhang der nur wenig anders definiert ist, als bei den größeren Querschnitten.

Wie auch bei den Querschnitten der Gruppe 1 ist der Zusammenhang von Belastungsniveau und Seitenverhältnis, abgesehen vom Bereich nahe einer Kreiskontur, fast linear.

Diese Abhängigkeiten lassen sich in Form von folgender Gleichung darstellen:

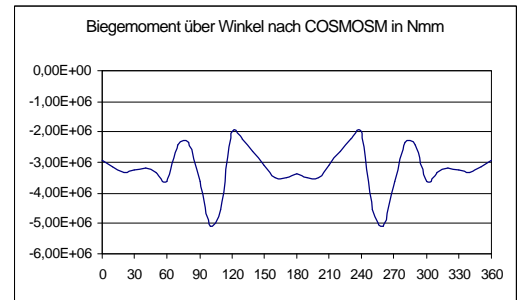
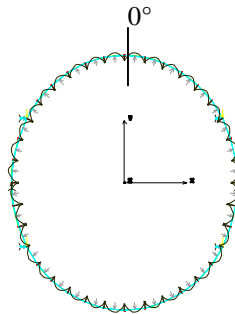
$$\text{Zuwachsfaktor} = 24,96 \cdot SV^3 - 48,856 \cdot SV^2 + 16,165 \cdot SV + 8,7313 \quad (4.3)$$

Wird sehr stark von der Kreisform abgewichen, wie dies bei Kontur 4 der Fall ist, erfordert das um ein Vielfaches angestiegene Lastniveau ein massives Verstärken der (Spant-) Struktur gegenüber schwächer ausgeprägten Ellipsen.

Für die Rumpfquerschnitte der Gruppe 2 ergeben sich folgende Biegemomentverläufe:

- Kontur 1

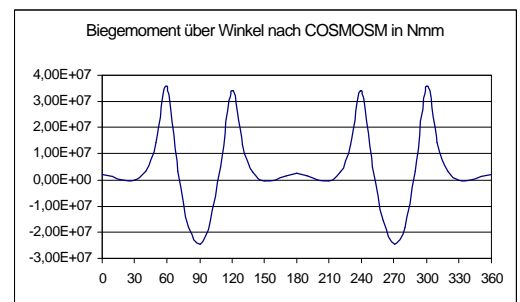
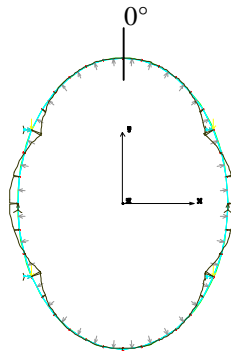
Typ: Kreis  
 Radius: 3993mm  
 Seitenverhältnis: 1  
 Zuwachsfaktor: 1



**Bild 4.14:** Biegemomentverlauf Kontur 1

- Kontur 2

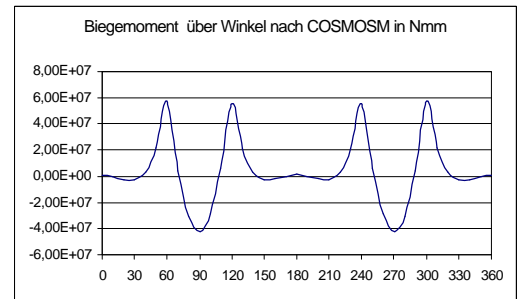
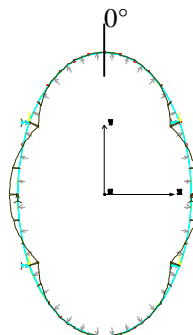
Typ: Ellipse  
 Höhe: 8376mm  
 Breite: 6814mm  
 Seitenverhältnis: 0,814  
 Zuwachsfaktor: 2,987



**Bild 4.15:** Biegemomentverlauf Kontur 2

- Kontur 3

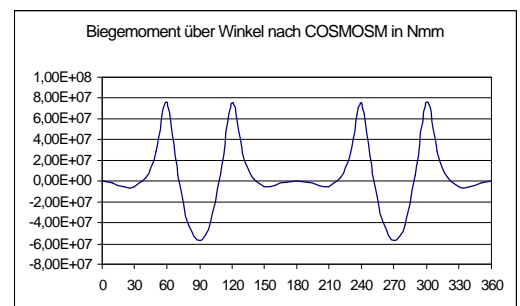
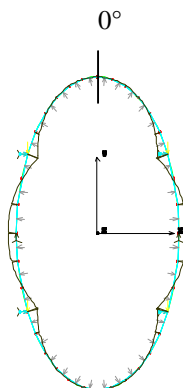
Typ: Ellipse  
 Höhe: 8654mm  
 Breite: 5979mm  
 Seitenverhältnis: 0,691  
 Zuwachsfaktor: 4,810



**Bild 4.16:** Biegemomentverlauf Kontur 3

- Kontur 4

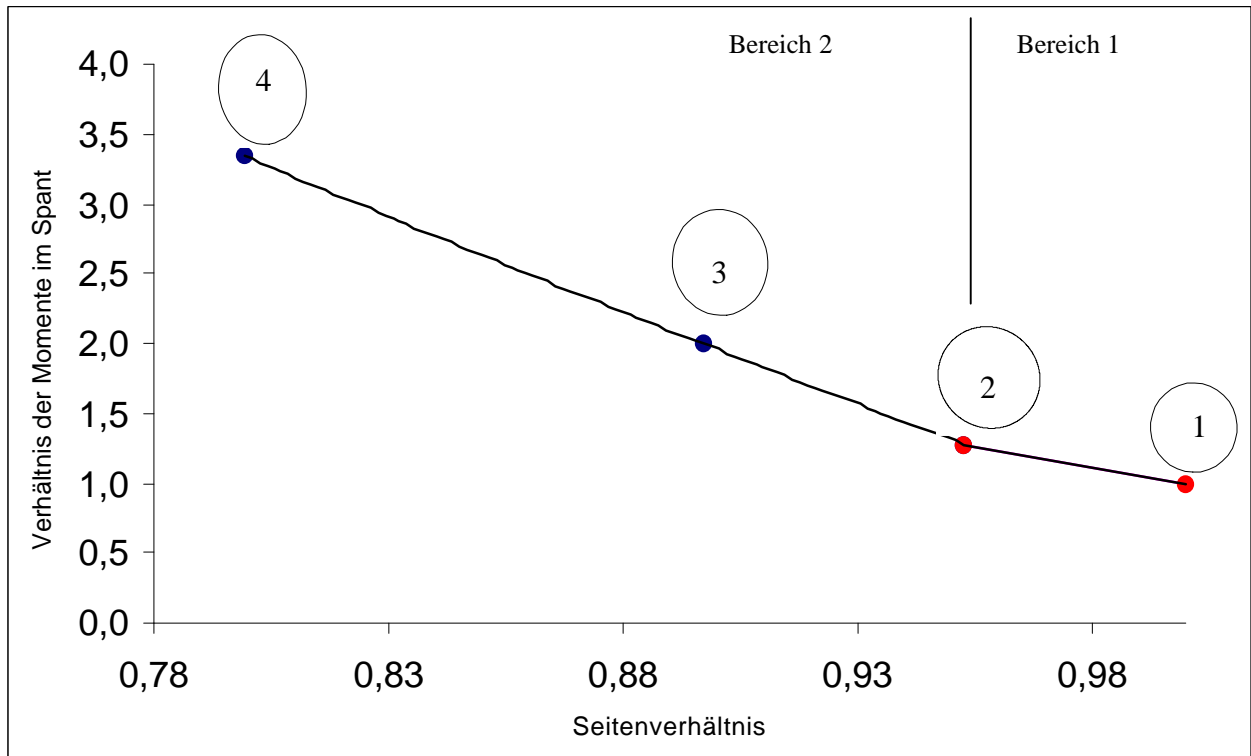
Typ: Ellipse  
 Höhe: 8916mm  
 Breite: 5195mm  
 Seitenverhältnis: 0,583  
 Zuwachsfaktor: 6,501



**Bild 4.17:** Biegemomentverlauf Kontur 4



### 4.5.3 Gruppe 3 (20 abreast Sitzanordnung)



**Bild 4.18:** Zuwachsfaktoren des Biegemomentes bei Gruppe 3

Auch für vergrößerte Querschnitte (gegenüber dem A3XX- Konzept) gelten ähnliche Zusammenhänge, wie bei den Gruppen 1 und 2.

Diese Abhängigkeiten lassen sich in Form von folgenden Gleichungen darstellen:

Bereich 1

$$\text{Zuwachsfaktor} = -5,8861 \cdot SV + 6,8861 \quad (4.4)$$

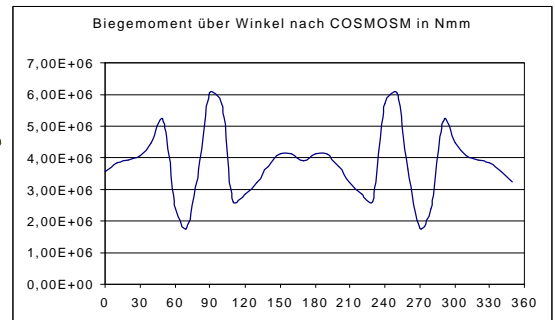
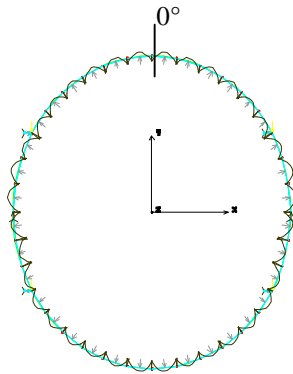
Bereich 2

$$\text{Zuwachsfaktor} = 5,2871 \cdot SV^2 + 22,727 \cdot SV + 18,131 \quad (4.5)$$

Für die Gruppe 3 mit den größten betrachteten Querschnitten ergeben sich folgende Biegemomentverläufe:

- Kontur 1

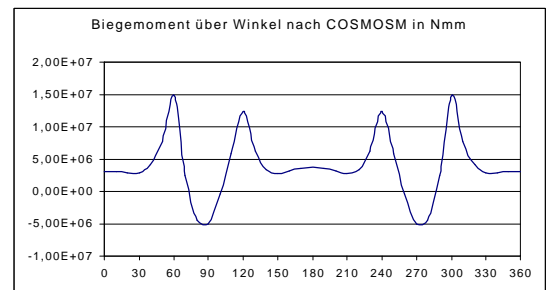
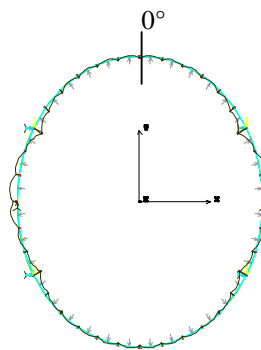
Typ: Kreis  
 Radius: 4345mm  
 Seitenverhältnis: 1  
 Zuwachsfaktor: 1



**Bild 4.19:** Biegemomentverlauf Kontur 1

- Kontur 2

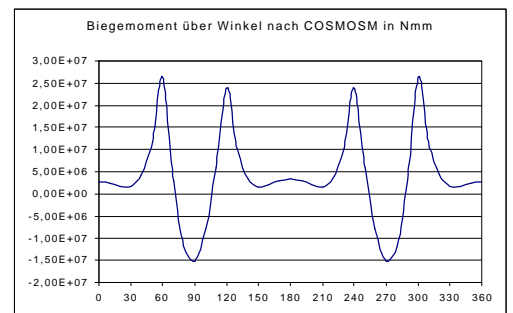
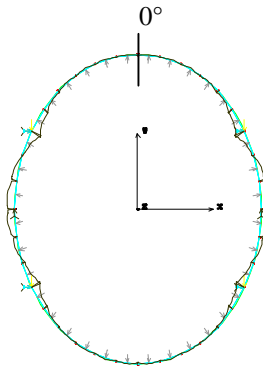
Typ: Ellipse  
 Höhe: 8828mm  
 Breite: 8409mm  
 Seitenverhältnis: 0,953  
 Zuwachsfaktor: 1,279



**Bild 4.20:** Biegemomentverlauf Kontur 2

- Kontur 3

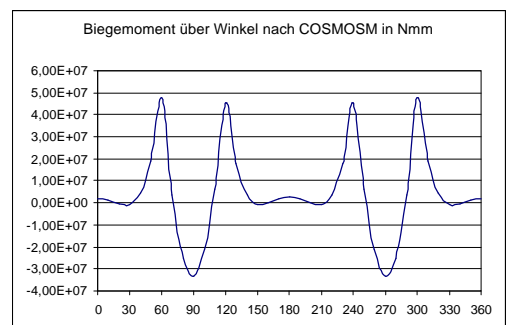
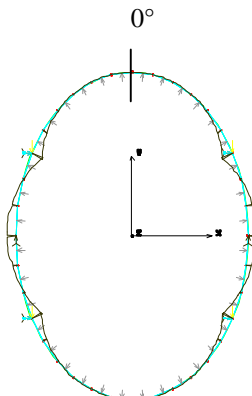
Typ: Ellipse  
 Höhe: 8994mm  
 Breite: 8071mm  
 Seitenverhältnis: 0,897  
 Zuwachsfaktor: 1,994



**Bild 4.21:** Biegemomentverlauf Kontur 3

- Kontur 4

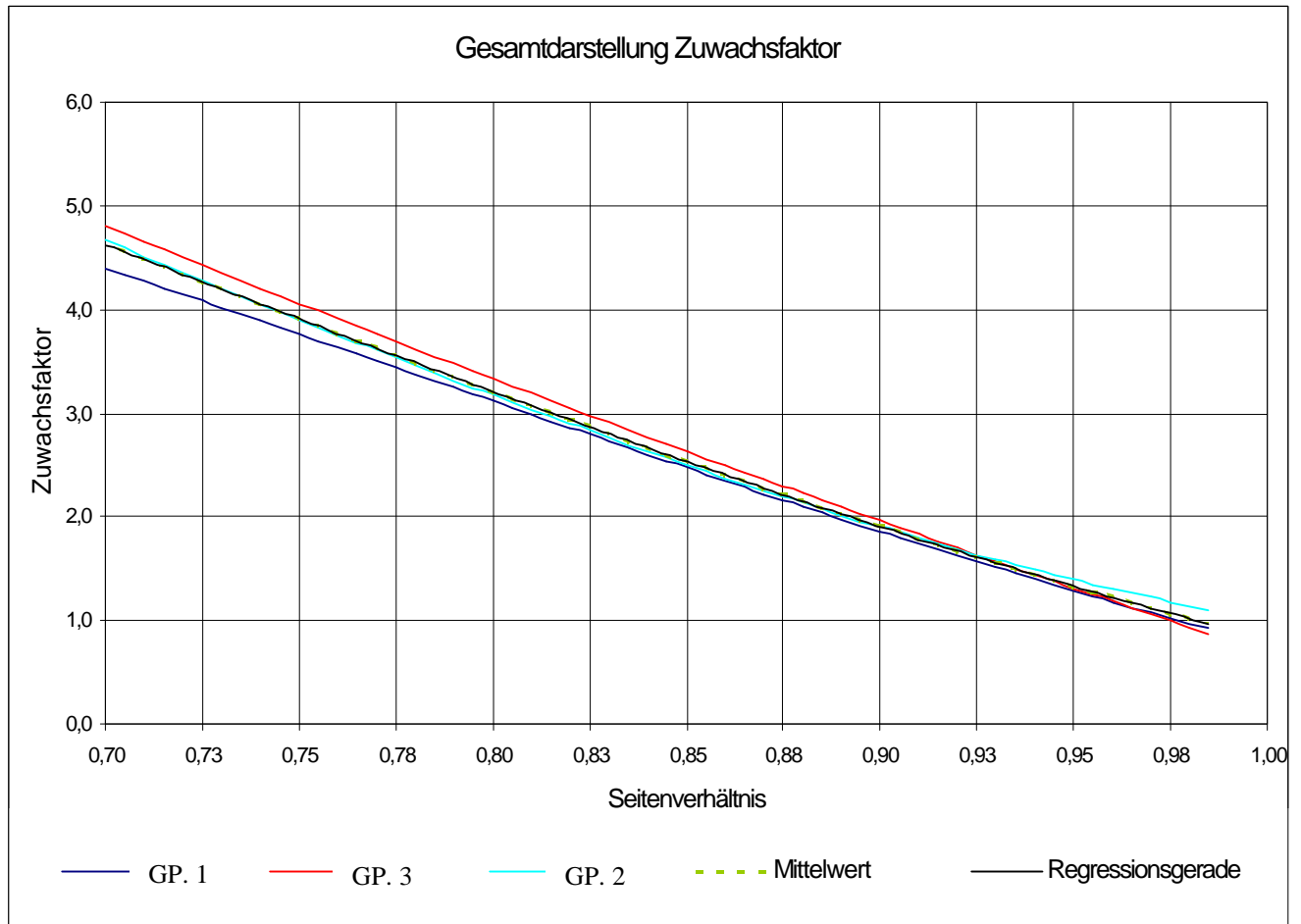
Typ: Ellipse  
 Höhe: 9305mm  
 Breite: 7437mm  
 Seitenverhältnis: 0,799  
 Zuwachsfaktor: 3,343



**Bild 4.22:** Biegemomentverlauf Kontur 4

#### 4.5.4 Gesamtdarstellung des Zuwachsfaktors

In dem folgenden Diagramm werden die Abhängigkeiten von Seitenverhältnis und Zuwachsfaktor für alle 3 Gruppen zusammen dargestellt.



**Bild 4.23:** Gesamtdarstellung der Zuwachsfaktoren aller Gruppen

Diese Darstellung zeigt, daß die Abhängigkeit von Seitenverhältnis und Zuwachsfaktor relativ unabhängig von der betrachteten Gruppe ist. Dies legt es nahe die Abhängigkeiten (Zuwachsfaktoren) der einzelnen Gruppen in einem Mittelwert zusammenzufassen. Für diesen Mittelwert wird eine Regressionsgerade ermittelt, die auch in dem erstellten EXCEL- Programm zur Anwendung kommt (Gleichung 4.7). Gleichung 4.6 stellt die vereinfachte Variante dar.

$$\text{Zuwachsfaktor} = -12,969 \cdot SV + 13,617 \quad (4.6)$$

Das Bestimmtheitsmaß für diese Gleichung ist:  $R^2 = 0,9978$

$$\begin{aligned} \text{Zuwachsfaktor} = & 7,3910 \cdot 10^{-5} \cdot SV^6 - 3,7527 \cdot 10^{-4} \cdot SV^5 + 7,9274 \cdot 10^{-4} \cdot SV^4 \\ & + 17,499 \cdot SV^3 - 36,235 \cdot SV^2 + 10,602 \cdot SV + 8,9574 \end{aligned} \quad (4.7)$$

Das Bestimmtheitsmaß für diese Gleichung ist:  $R^2 = 1$

Beide Gleichungen beschreiben denselben Zusammenhang, wobei die wesentlich einfacher aufgebaute Gleichung 4.6 nur wenig ungenauer ist als die Gleichung 6. Grades.

Mit der Hilfe dieser Betrachtung und der ermittelten Zusammenhänge ist es möglich (fast) beliebige Ellipsen auf einen Kreisquerschnitt zurückzuführen. Dies ist die Voraussetzung für die Anwendung der SKO- Formeln.

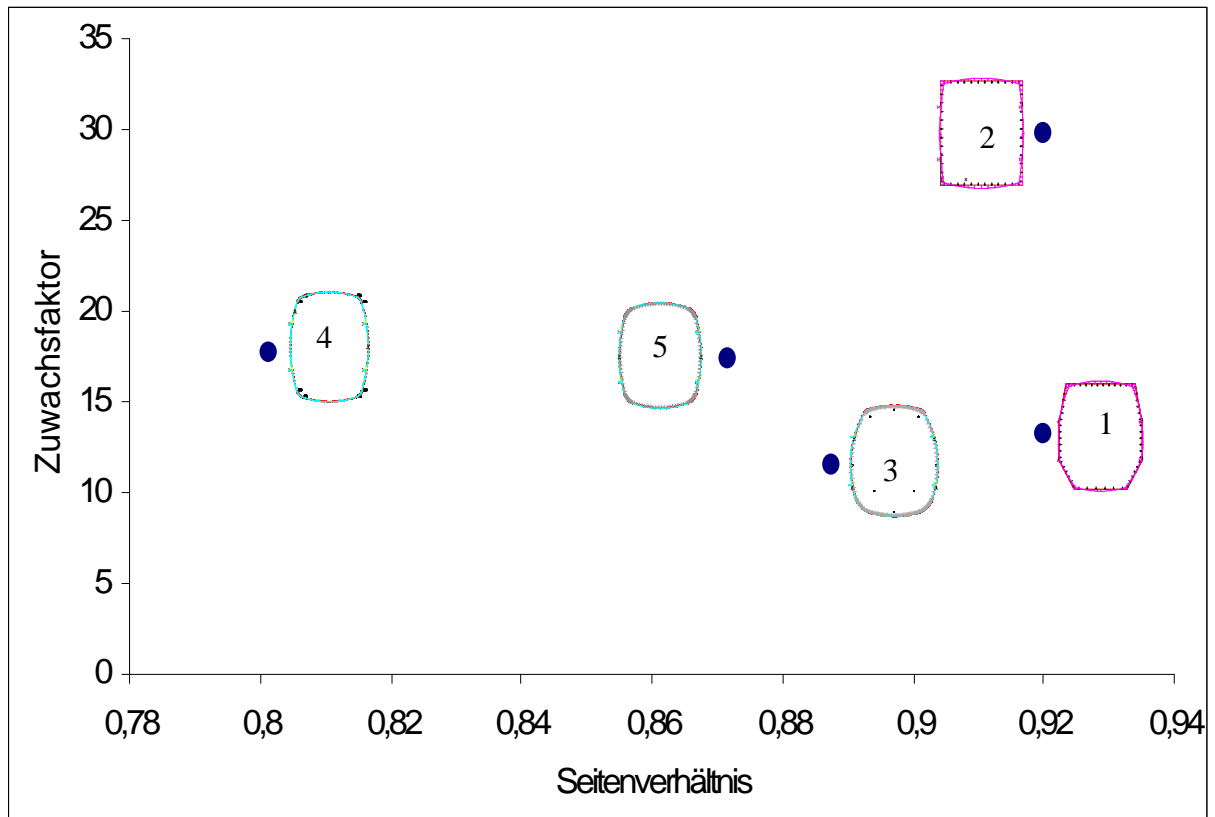
#### **4.5.5 Fazit des ersten Teiles der FEM- Rechnung**

Durch die FEM- Berechnung ist in gewissem Sinne auch die SKO- Rechnung überprüft worden. Es wird deutlich, daß bei der Berechnung des Kreisquerschnittes eine Abweichung von etwa 5-10% gegenüber der FEM- Rechnung vorhanden ist. Es gilt zu beachten, daß mit einem vereinfachten Rechenmodell gearbeitet wird. Die hier in dieser Arbeit berechneten Werte für das Biegemoment können nur Anhalte sein. Tendenzen und Folgen von Konturveränderungen lassen sich so beschreiben. Als absolute Zahlenwerte müssen sie aber kritisch betrachtet werden. Ist eine große Genauigkeit erforderlich, so sind umfangreiche FEM- Rechnungen notwendig, die allerdings den Rahmen dieser Arbeit sprengen würden.

Sollen Konturen untersucht werden, die nicht elliptisch oder kreisförmig sind, ist in jedem Fall eine FEM- Rechnung notwendig, da die hier ermittelten Zusammenhänge auf andere Querschnitte nicht übertragbar sind.

## 4.6 Beispiele für nicht elliptische oder kreisförmige Rumpfquerschnitte

In diesem Abschnitt werden 5 weitere Querschnitte betrachtet die Nutzlasten der Gruppen 1 und 3 (18 und 20 abreast Sitzanordnung) aufnehmen können. Auf eine SKO- Rechnung ist in diesem Zusammenhang verzichtet worden.



**Bild 4.24:** Zuwachsfaktoren des Biegemomentes bei nicht elliptischen oder kreisförmigen Querschnitten

Hier wird deutlich, daß es offensichtlich keinen Zusammenhang zwischen Seitenverhältnis der Kontur und dem Zuwachsfaktor des mittleren Biegemomentes gibt. Hier sind Krümmung und die Ausrundungsradien der "Ecken" der Rumpfkontur die ausschlaggebenden Größen.

Für diese Rumpfquerschnitte sind folgende Biegemomentverläufe ermittelt worden:

- Kontur 1

Typ: Segmente  
 Höhe: 6900mm  
 Breite: 6350mm  
 Seitenverhältnis: 0,920  
 Zuwachsfaktor: 13,247  
 $n_{sa}$  : 18 (8+10)  
 Container: LD3

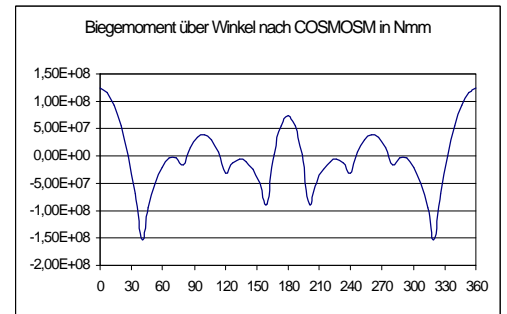
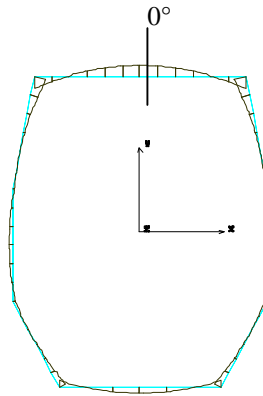


Bild 4.25: Biegemomentverlauf Kontur 1

- Kontur 2

Typ: Rechteck  
 Höhe: 6900mm  
 Breite: 6350mm  
 Seitenverhältnis: 0,920  
 Zuwachsfaktor: 29,752  
 $n_{sa}$  : 18 (8+10)  
 Container: LD3

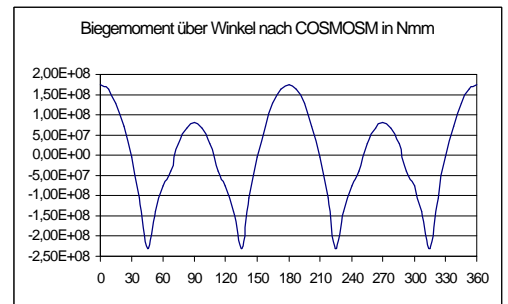
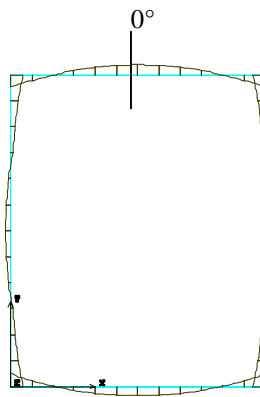


Bild 4.26: Biegemomentverlauf Kontur 2

- Kontur 3 (A350 Vol 1)

Typ: Kreissegmente  
 Höhe: 7472mm  
 Breite: 6632mm  
 Seitenverhältnis: 0,887  
 Zuwachsfaktor: 11,597  
 $n_{sa}$  : 18 (8+10)  
 Container: LD3

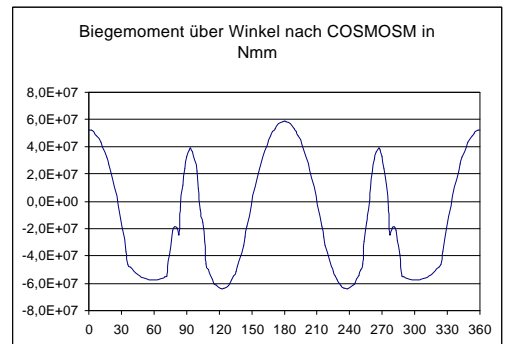
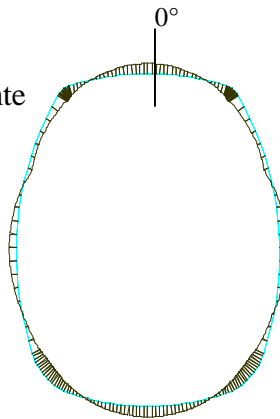


Bild 4.27: Biegemomentverlauf Kontur 3

- Kontur 4 (A350 Vol 2)

Typ: Kreissegmente  
 Höhe: 8344mm  
 Breite: 6686mm  
 Seitenverhältnis: 0,801  
 Zuwachsfaktor: 17,814  
 $n_{sa}$  : 18 (9+9)  
 Container: M1

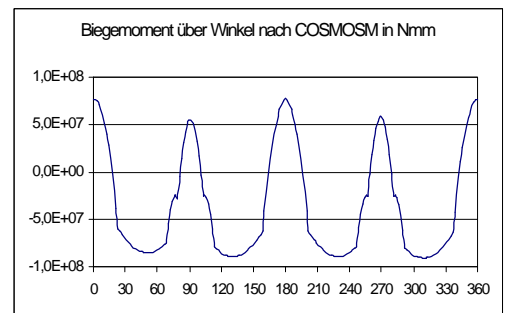
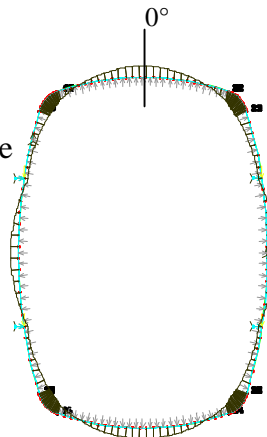
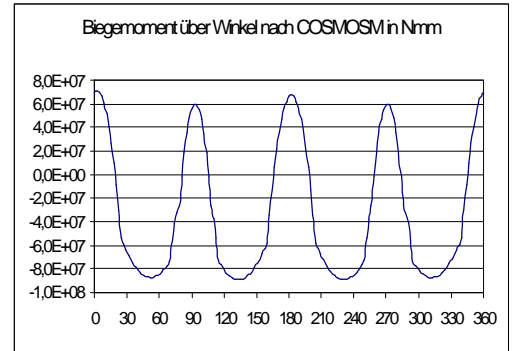
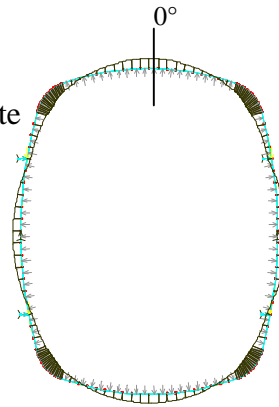


Bild 4.28: Biegemomentverlauf Kontur 4

- Kontur 5 (A350 Vol 3)  
 Typ: Kreissegmente  
 Höhe: 7583mm  
 Breite: 6610mm  
 Seitenverhältnis: 0,872  
 Zuwachsfaktor: 17,376  
 $n_{sa}$  : 19 (9+10)  
 Container: LD3



**Bild 4.25:** Biegemomentverlauf Kontur 1

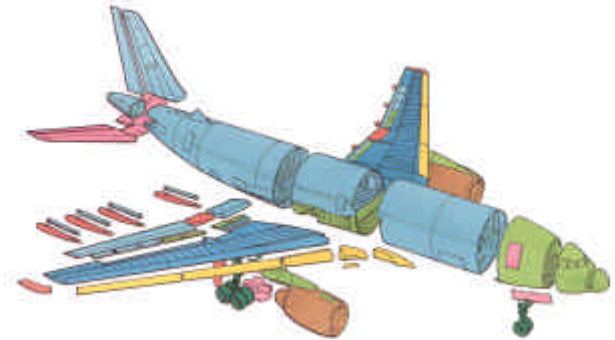
#### 4.6.1 Fazit des zweiten Teiles der FEM- Rechnung

Die Berechnung dieser von der Ellipsenkontur abweichenden Querschnitte zeigt, daß der Zuwachsfaktor ganz erheblich ansteigt. Ein Extremwert wird bei der Rechteckkontur (Kontur 2) erreicht, bei der das Belastungsniveau fast um den Faktor 30 ansteigt (gegenüber dem Referenzkreisquerschnitt). Auch wenn solche Querschnitte bei der Raumausnutzung erhebliche Vorteile haben, so überwiegen die Nachteile durch die sehr schwere (Spant-) Struktur.

## 5 Berechnung von Strukturmassen

### 5.1 Grundsätzliches zur Struktur

Wenn in diesem Zusammenhang von Struktur gesprochen wird, dann ist damit der innere und äußere Aufbau der Flugzeugzelle gemeint. Die Flugzeugzelle umfaßt Flügel, Leitwerke und den Rumpf, um den es hier in der Hauptsache geht.



**Bild 5.1:** Baugruppen an der A310

Die Aufgaben einer Flugzeugzelle sind:

- Aufnahme der Nutzlast
- Aufnahme von Ausrüstung und Betriebsstoffen
- Unterbringung der Systeme
- Formgebung um aerodynamische Aufgaben bzw. Anforderungen zu erfüllen

Bei der Erfüllung dieser Aufgaben entstehen in der Zelle strukturmechanische Beanspruchungen, denen die Struktur widerstehen können muß.

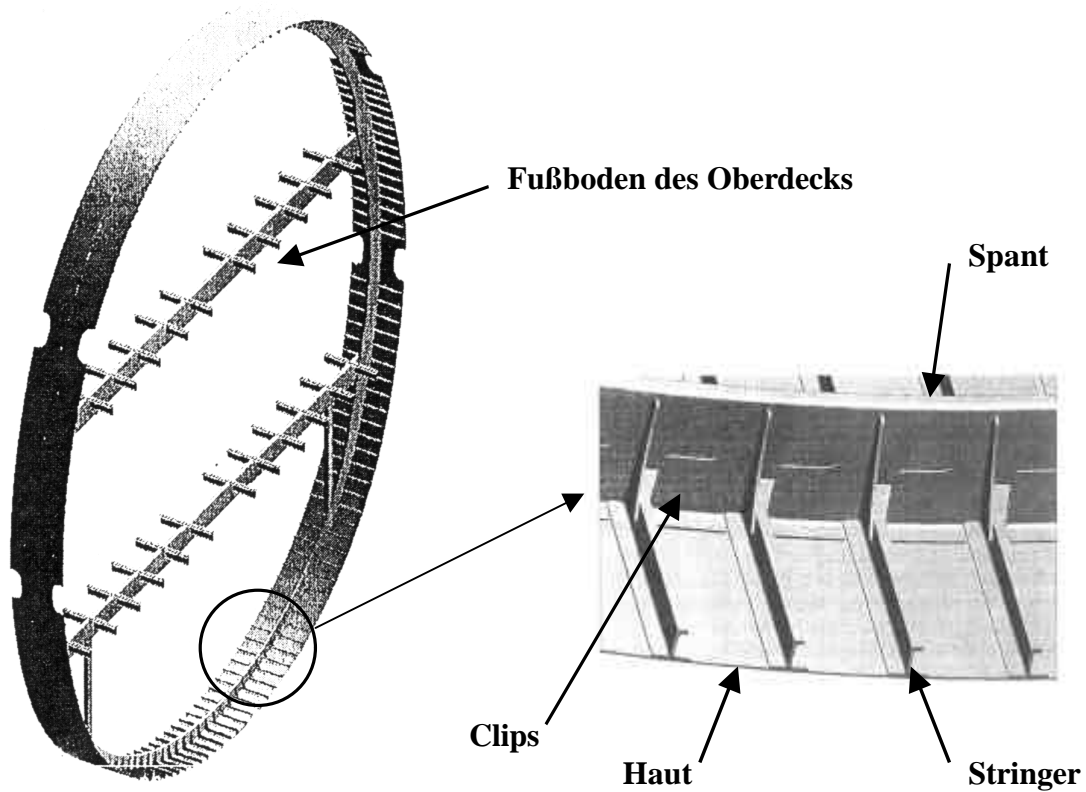
Die auftretenden Belastungen und die Berücksichtigung der Vorschriften von JAA und FAA setzen Eckpunkte bei der Entwicklung und Konstruktion der Flugzeugzelle. Ergebnis soll eine Struktur sein, die, neben anderen Forderungen, eine möglichst geringe Masse haben soll.

Diese Masse gilt es bereits im frühen Entwurfsstadium zu bestimmen. Dies geschieht in dieser Arbeit mit bekannten Gleichungen aus dem Flugzeugentwurf und Zusammenhängen aus der Strukturkonstruktion.



### 5.1.1 Betrachtete Bestandteile an der Flugzeugzelle

Der Bestandteil "Rumpf" an der Flugzeugzelle wird in dieser Arbeit für die Massenberechnung in folgende Strukturbauteile aufgegliedert:



**Bild 5.2:** Strukturbauteile an einem Rumpfquerschnitt des A3XX

Im weiteren Verlauf sollen das **Leitwerk** und das **Fahrwerk** näher betrachtet werden.

Bei der Berechnung der Strukturmasse wird hauptsächlich mit den Gleichungen nach *Burt-Phillips* gearbeitet werden. Diese haben eine semiempirische Grundlage. Die Daten, die hier als Basis dienen, sind im Laufe der Zeit nicht verändert worden.

Da deshalb auch keine Projektdaten für Flugzeuge mit großen Ellipsenrümpfen, geschweige denn zwei durchgehenden Passagierdecks und Kapazitäten jenseits 500 Passagieren berücksichtigt worden sind, ist es nötig, an verschiedenen Stellen Korrekturen vorzunehmen.

Am Ende dieser Arbeit (Kapitel 8) wird ein Vergleich mit anderen bekannten Gleichungen des Flugzeugentwurfes vorgenommen werden.

## 5.2 Fußboden des Oberdecks

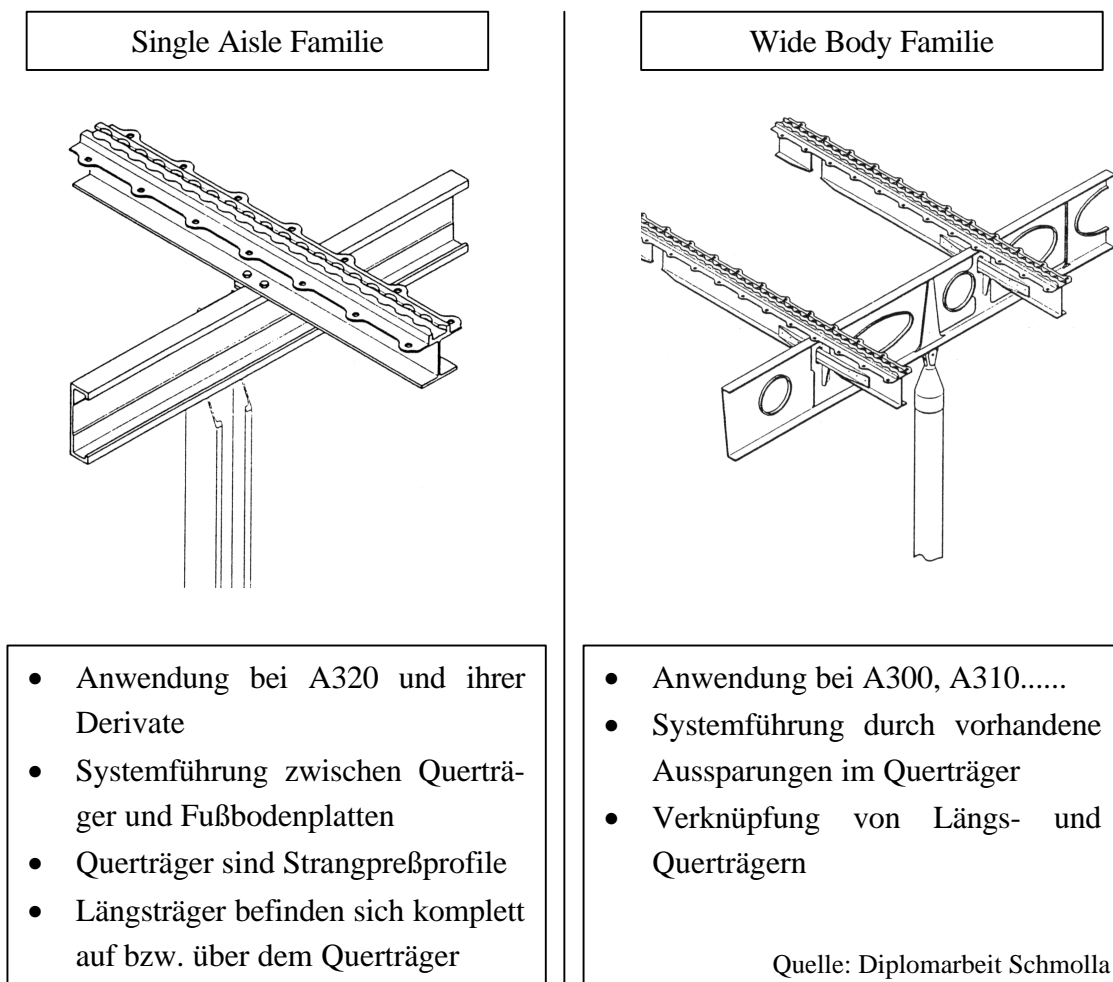
In zivilen Verkehrsflugzeugen besteht der Fußboden hauptsächlich aus den Querträgern (die hier berechnet werden sollen) und den Längsträgern (Sitzschienen). Freiräume werden durch Bodenplatten, die üblicherweise aus Faserverbundwerkstoffen bestehen, abgedeckt. Befestigt wird der Fußboden am Spant. Oftmals wird der Passagierfußboden durch Sarmastangen abgestützt (siehe Bild 5.3). Als äußere Lasten wirken auf dieses Gerüst Passagiere, Fracht und die Innenausstattung. Die Querträger haben die Aufgabe diese Massenlasten an den Spant weiterzuleiten. Desweiteren werden an den Querträgern Systemleitungen befestigt.

In dieser Arbeit sollen Kräfte in Z- Richtung (in Längsrichtung der Hochachse des Flugzeuges) näher betrachtet werden. Im normalen Betrieb wirken natürlich Kräfte in allen drei Raumachsen, wobei aber die Kräfte in Z- Richtung dominieren.

Das Lastvielfache  $n_z$  das hier wirkt, beträgt nach FAR 25.561  $n_z = 6,0$ .

### 5.2.1 Gängige Bauprinzipien bei Airbusflugzeugen

Bei den Fußböden wird nach zwei Bauprinzipien unterschieden. Diese Unterteilung gliedert sich auf in die *Single Aisle Familie* (A320...) und die *Wide Body Familie* (A300....).



**Bild 5.3:** Konstruktionsprinzipien bei Fußbodenrosten von Airbusflugzeugen

Die Art der Bauweise hat in dieser Arbeit aber wenig Einfluß auf die Berechnung. Es kann bei der Berechnung zwischen den Längsträgerprofilen der *Single Aisle Familie* oder der *Wide Body Familie* gewählt werden. Das in Bild 5.3 dargestellte Querträgerprofil für die *Single Aisle Familie* ist verändert worden. Das neue Profil ist in Bild 5.6 dargestellt.

## 5.2.2 Querträgermasse

Wenn von Querträgermasse gesprochen wird, so beinhaltet dies die Masse:

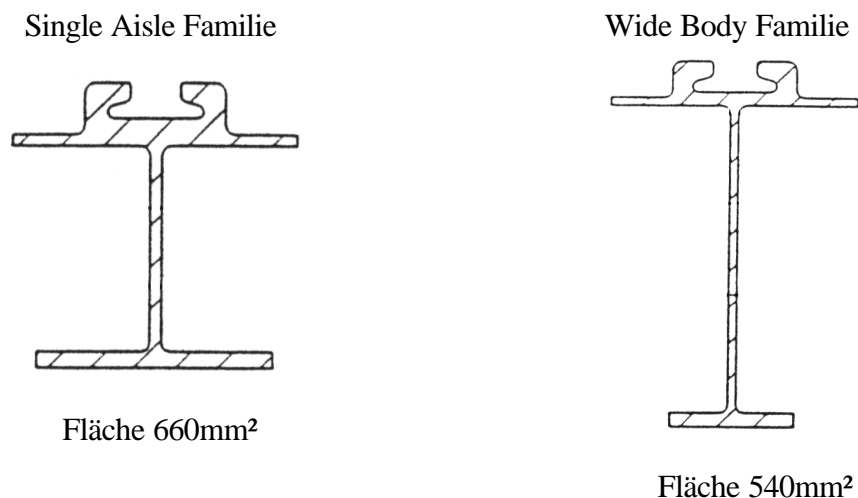
- der Längsträger Kap. 5.2.2.1
- der Fußbodenplatten Kap. 5.2.2.2
- des eigentlichen Fußbodenquerträgers Kap. 5.2.2.3

Die hier bestimmten Massen gelten für die Länge einer Spantteilung.

Um eine Aussage über die Gesamtmasse des oberen Passagierdecks machen zu können, wird die Querträgermasse mit der gesamten Spantanzahl multipliziert. An dieser Stelle werden zwei Fehler gemacht, die sich in ihrer Wirkung allerdings subtrahieren dürften. Nach dieser Annahme ist der gesamte Rumpf zylindrisch ohne Beachtung der Form von Bug und Heckteil. Andererseits werden örtliche Verstärkungen des Bodens, wie dies bei Galleys, Türen oder Durchbrüchen anderer Art der Fall ist, mit ihrem Zusatzgewicht nicht beachtet. Der Fehler sollte aufgrund dieser Tatsache nicht zu groß sein.

### 5.2.2.1 Masse der Längsträger

Die Längsträger, auf denen auch die Sitze und andere Teile der Inneneinrichtung befestigt werden, werden auch nach *Single Aisle* und *Wide Body Familie* unterschieden. Die interessante Größe für eine Massenbestimmung ist die Querschnittsfläche des gewählten Profils.



**Bild 5.4:** Verwendete Längsträgerprofile bei Airbusflugzeugen

Die Anzahl der Längsträger kann bestimmt werden, wenn neben der Querträgerlänge auch der Längsträgerabstand bekannt ist. Dieser Abstand sollte nicht weniger als 525mm betragen, damit Handgepäck noch unter den Sitzen untergebracht werden kann.

Die Anzahl der Längsträger beträgt so:

$$n_{\text{Seatrack}} = \frac{l_{\text{Querträger}}}{525\text{mm}} \quad (5.1)$$

Dieser Wert wird dann sinnvoll gerundet.

Mit der Querschnittsfläche sowie der Anzahl der Längsträger und der Spantteilung läßt sich ein Materialvolumen berechnen. Mit der angenommenen Dichte für Aluminium von

$\rho_{\text{Al}} = 2,7 \frac{\text{gr}}{\text{cm}^3}$  läßt sich die Masse der Längsträger in diesem Abschnitt berechnen.

$$m_{\text{Seatrack}} = V_{\text{Seatrack}} \cdot \rho_{\text{Al}} \quad (5.2)$$

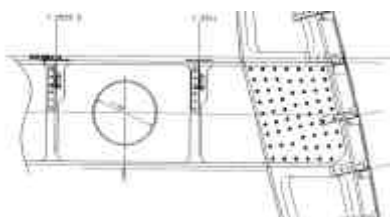
### 5.2.2.2 Masse der Bodenplatten

Die Masse der Bodenplatten pro Quadratmeter beträgt nach Praxiswerten etwa  $3,5 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ . Das Produkt aus der Querträgerlänge und der Spantteilung ergibt die benötigte Fläche. Die Masse der Bodenplatten ist somit bekannt:

$$m_{\text{Floorpanels}} = A_{\text{Floor}} \cdot 3,5 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \quad (5.3)$$

### 5.2.2.3 Masse des Querträgers

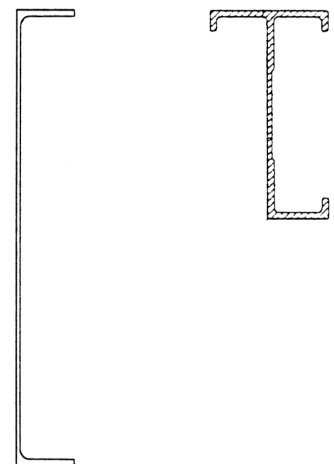
Bei beiden (Fußboden-) Bauprinzipien verwendet Airbus C-Profile. Bei diesen Berechnungen wird dies auch gemacht, mit der Einschränkung das keine Rücksicht auf Normgrößen genommen wird. Weiter wird nicht auf den Bördel verzichtet, wie es bei dem *Wide Body* Profil von Airbus der Fall ist.



**Bild 5.5:** A3XX Quer- und Längsträgerprofile beim Oberdeck

Wide Body  
Familie

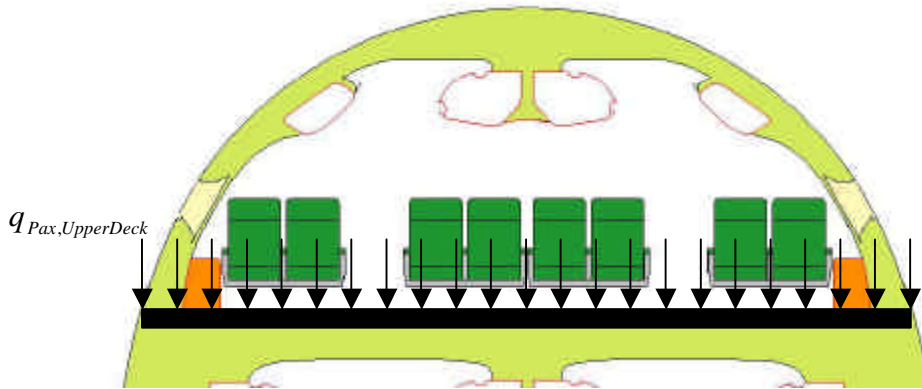
Single Aisle  
Familie



**Bild 5.6:** Derzeit gebräuchliche Querträgerprofile

Der Querträger wird hier durch eine Linienlast beansprucht, die bestimmt wird nach:

$$q_{Pax,UpperDeck} = \frac{n_{Pax,UD} \cdot m_{Pax} \cdot n_z \cdot g}{l_{Querträger}} \quad (5.4)$$



**Bild 5.7:** Lasten auf den Querträger des Oberdecks

Im normalen Betrieb dagegen erfolgt die Krafteinleitung eher konzentriert an den Befestigungspunkten der Längsträger.

Mit der berechneten Linienlast läßt sich das Moment an der Trägereinspannung bestimmen:

$$M_{Einsp} = \frac{q_{Pax,UpperDeck} \cdot l_{Querträger}^2}{12} \quad (5.5)$$

Das erforderliche Widerstandsmoment berechnet sich dann zu:

$$W_{erf} = \frac{M_{Einsp.}}{s_{zul}} \quad (5.6)$$

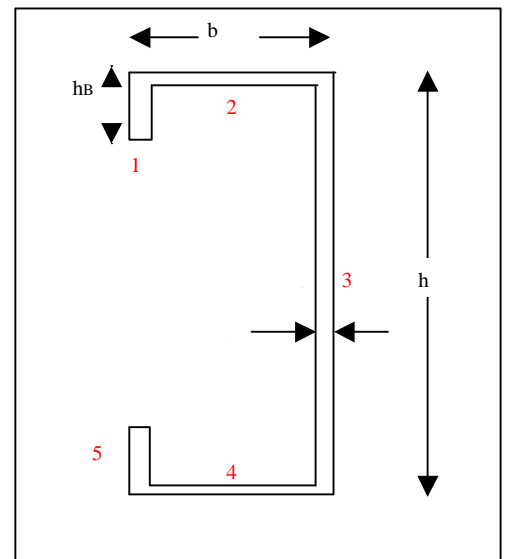
mit  $s_{zul} = s_{0,2} = 300 \frac{N}{mm^2}$ , Werkstoff 3.1354 T3

Nun gilt es, dieses erforderliche Widerstandsmoment durch eine geeignete Gestaltung des Querträgers mit möglichst geringer Masse zu erreichen.

Mit Zusammenhängen aus der Technischen Mechanik wird das Flächenmoment des Querträgers berechnet: Gleichung (5.7)

$$I_x = 2 \cdot \left[ (s \cdot h_B) \cdot \left( \frac{h}{2} - \frac{h_B}{2} \right)^2 \right] + 2 \cdot \left[ (b \cdot s) \cdot \left( \frac{h}{2} \right)^2 \right] + \left[ \frac{s \cdot h^3}{12} \right]$$

1
5
2
4
3



**Bild 5.8:** Parameter bei der Querträgerberechnung

Das Widerstandsmoment wird berechnet nach:

$$W_x = \frac{I_x}{0,5 \cdot h} \quad (5.8)$$

Die einzelnen (Teil-)Abmessungen des Querträgers werden mit Hilfe des EXCEL- Solvers berechnet. Bei dieser Berechnung sollen bestimmte Ziele erreicht und Randbedingungen eingehalten werden.

Die Ziele sind:

- erforderliches Widerstandsmoment wird erreicht
- das Gewicht des Trägers ist minimal

Randbedingungen werden durch gewählte Minimal- und Maximalwerte der Querschnittsgeometrie des Querträgers festgelegt.

Die Gesamtmasse des Querträgers ist dann die Summe der Masse von:

- Längsträgern
- Bodenplatten
- Querträger

Abschließend läßt sich sagen, daß große Querschnitte eine starke Massenzunahme des oberen Querträgers zur Folge haben. Dies liegt daran, daß die (ungestützte) Länge des Querträgers bei der Gleichung (5.5) zur Berechnung des Einspannmomentes im Quadrat eingeht.

#### 5.2.2.4 Alternatives Verfahren nach Torenbeek

Torenbeek gibt eine Gleichung an, mit der, basierend auf statistischen Daten, das Gewicht des Fußbodens berechnet wird. Enthalten sind dabei Längs- und Querträger sowie die Bodenplatten.

Die Gleichung lautet:

$$W_{fl} = k_{fl} \cdot (S_{fl})^{1,045} \quad (5.9)$$

Die Fläche des Bodens  $S_{fl}$  wird berechnet durch:

$$S_{fl} = l_{Querträger} \cdot l_{Cabin} \quad (5.10)$$

Der Faktor  $k_{fl}$  wird für zwei verschiedene Fußbodentypen angegeben:

- Typ A Der Boden ist direkt am Spant angeschlossen und ist nicht abgestrebt. Der untere Rumpfteil kann abgeflacht sein. Diese Gleichung gilt offenbar für kleinere Flugzeuge. Der Faktor ist  $k_{fl} = 4,62$ .
- Typ B Der Boden ist direkt am Spant befestigt, wird aber meistens abgestrebt. Typ B gilt für druckbelüftete Flugzeuge mit Frachträumen im Unterflurbereich. Der Faktor  $k_{fl}$  wird über die folgende Gleichung bestimmt:

$$k_{fl} = 0,3074 \cdot \sqrt{P_{fl}} \quad (5.11)$$

Der Faktor  $P_{fl}$  beschreibt die zulässige Flächenlast des Bodens und beträgt für Verkehrsflugzeuge 300 bis 500  $kg/m^2$

Soll die Bodenstruktur eines Flugzeuges der Größe eines A3XX berechnet werden, so tritt hier das Problem auf, daß Typ A nicht geeignet ist, weil es sich nicht um ein kleineres Flugzeug handelt. Typ B ist nur sehr bedingt geeignet, da der Boden abgestrebt sein soll. Diese Abstrebung fehlt aber beim Oberdeck des A3XX und verursacht daher ein deutliches Mehrgewicht. Die Ergebnisse der Berechnung nach Torenbeek liefert deshalb zu "leichte" Fußbodenmassen, wenn es um Konzepte wie die eines A3XX geht. Für herkömmliche Flugzeuge mit klassischer Eindeck Auslegung ist diese Gleichung besser geeignet.

## 5.3 Rumpfhaut

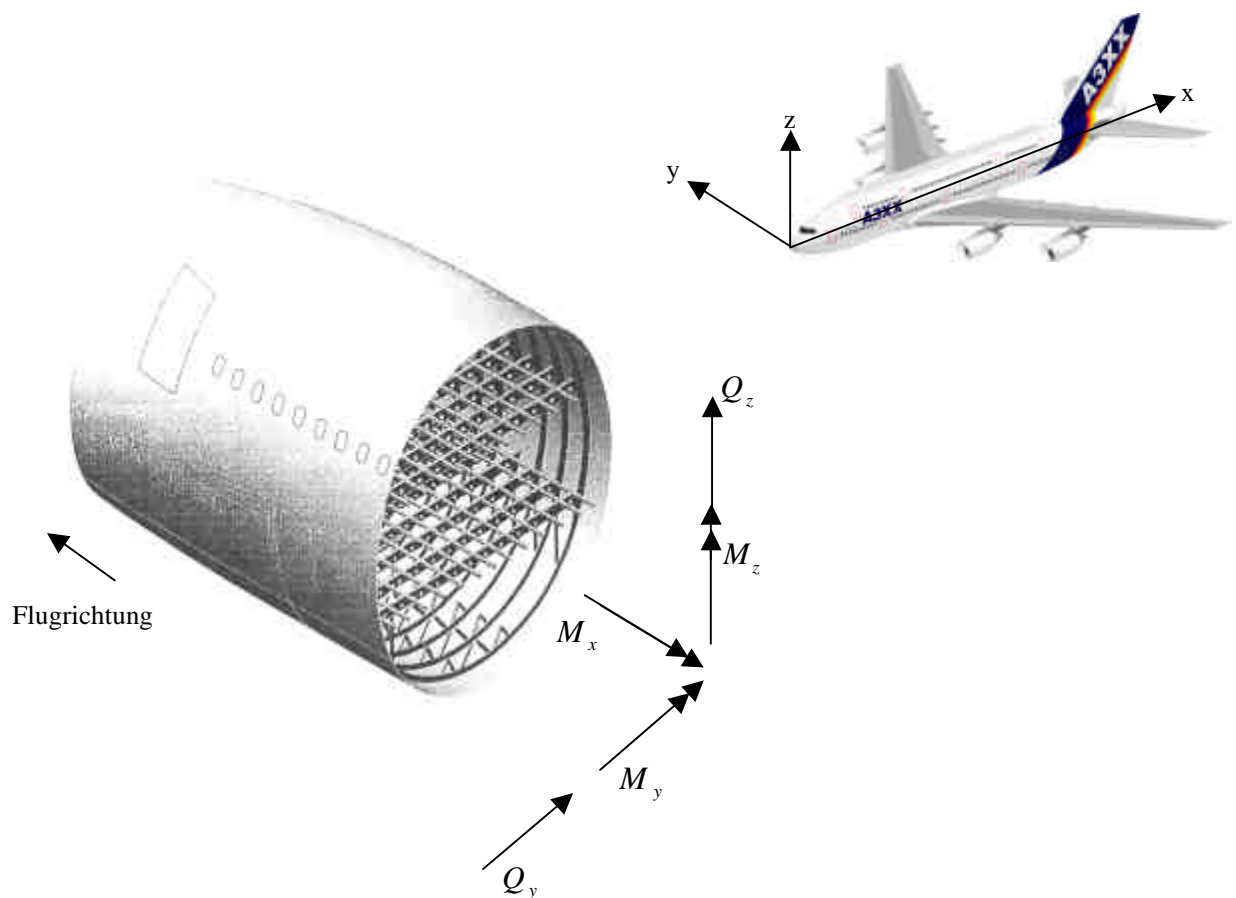
### 5.3.1 Grundsätzliches zur Rumpfbehütung

Das Bauelement Rumpfhaut übernimmt in einer Flugzeugzelle zahlreiche Aufgaben.

Die Hauptaufgaben liegen in der aerodynamischen Formgebung und der Aufnahme und Weiterleitung von Luft- und Massenkräften. Die Rumpfbehütung stellt eine Behälterwand dar und nimmt den Innendruck auf. Außerdem wird die Nutzlast vor den Einflüssen der Umgebung/ Atmosphäre geschützt.

Die Belastungen die von der Haut aufgenommen werden sind:

- Längskräfte aus  $M_y$ ,  $M_z$
- Membrankräfte resultierend aus dem Innendruck in Längs- und Umfangsrichtung
- Schubkräfte aus  $Q_z$ ,  $Q_y$ ,  $M_x$
- Schubkräfte aus Kraftein- und umleitungen



**Bild 5.9:** Belastungen die in die Rumpfhaut eingeleitet werden



### 5.3.2 Massenberechnung der Haut

Bei nicht kreisförmigen Rümpfen wird die Belastung, die sich aus der Druckbelüftung ergibt, in Form von Biegemomenten immer größer je weiter sich die Kontur von der Kreisform entfernt.

Ein elliptischer Rumpfquerschnitt ist bestrebt bei Druckbelüftung eine Kreisform anzunehmen.

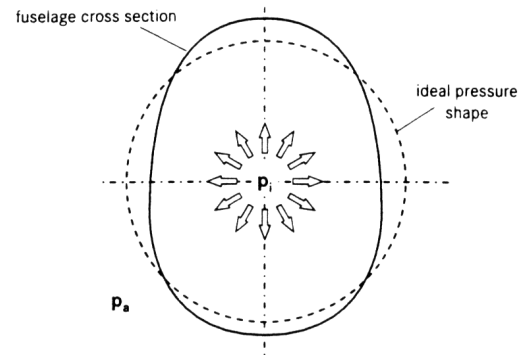
Während die Haut bei einer Kreiskontur in Umfangsrichtung hauptsächlich durch Zugspannungen belastet wird, so kommen bei nicht kreisförmigen Konturen Biegespannungen hinzu. Diese werden um so größer je weiter von der Kreiskontur abgewichen wird. Diese Biegespannungen müssen bei der Auslegung beachtet werden.

Die Haut wird durch den Innendruck dynamisch belastet. Dieses soll mit Hilfe der Kesselformel berücksichtigt werden. Aufgrund der Abweichungen von der Kreisform ist die Kesselformel aber nur bedingt aussagefähig. Zudem werden durch die Fußböden Normalkräfte aufgenommen, die den Kraftfluß in der Haut beeinflussen. Außer der Kesselformel muß also ein weiteres Verfahren zur Anwendung kommen.

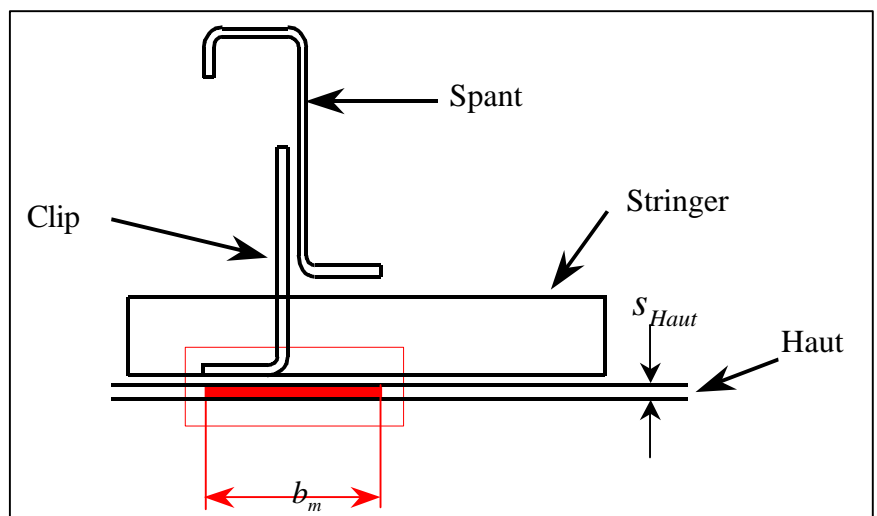
In einem 1. Schritt soll eine Mindesthautstärke mit Hilfe der Kesselformel bestimmt werden.

In dem folgenden 2. Schritt wird die Haut zusammen mit dem Spant mit Formeln der Strukturkonstruktion ausgelegt. Dieser Weg wird gewählt da die Haut über die mittragende Breite  $b_m$  mit dem Spant ein Biegeelement bildet.

In diesem 2. Schritt wird dieses Biegeelement aus Spant und einem Stück mittragender Haut so ausgelegt, daß in der Randfaser (Haut) gerade  $s_{zul} = s_{0,2} = 300 \text{ N/mm}^2$  erreicht wird. Diese Berechnung wird im Kapitel 5.4 gemacht. Die mittragende Breite  $b_m$  der Haut entspricht nach der Vorlesung SKO etwa der Spantbreite.



**Bild 5.10:** Bei Druckbelüftung ist die Kreisform am besten geeignet



**Bild 5.11:** Strukturkomponenten Haut, Stringer und Spant in einem Längsschnitt

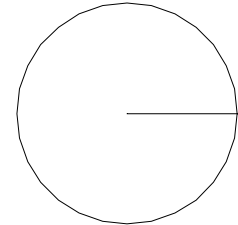
## Schritt 1:

Aus der Kesselformel ergibt sich für Kreisquerschnitte eine erforderliche Hautstärke mit:

$$s_{erf} = \frac{\Delta p_{dyn} \cdot r}{s_{U,zul}} \quad (5.12)$$

$s_{U,zul}$  beträgt für Kurzstreckenflugzeuge aufgrund der höheren Lastwechselzahl  $80 N/mm^2$  und für Langstreckenflugzeuge, wie im Fall des A3XX,  $100 N/mm^2$ .

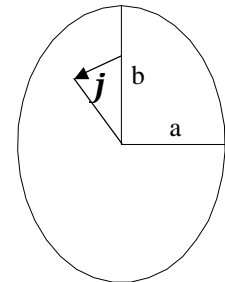
Der Differenzdruck beträgt in allen Fällen  $\Delta p_{dyn} = 60500 Pa$ .



**Bild 5.12:** r-schnitt

Bei elliptischen Querschnitten wird die Hautstärke bestimmt nach:

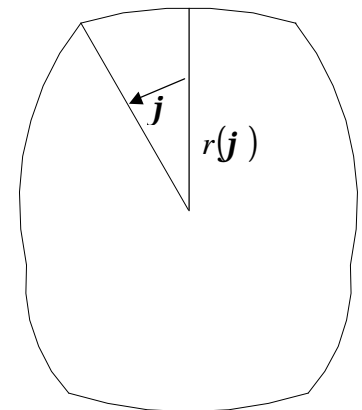
$$s_{erf} = \frac{\Delta p_{dyn} \cdot (b \cdot (\cos(j))^2 + a \cdot (\sin(j))^2)}{s_{U,zul}} \quad (5.13)$$



**Bild 5.13:** Elliptischer Querschnitt

Bei anders, beliebig geformten Querschnitten muß durch eine geeignete Berechnungsweise das Maß  $r(j)$  berechnet werden. Zur Anwendung kommt wieder die normale Kesselformel.

$$s_{erf} = \frac{\Delta p_{dyn} \cdot r(j)}{s_{U,zul}} \quad (5.14)$$



**Bild 5.14:** Segmentquerschnitt

Da die Hautstärke eine Funktion des Winkels

Kreisquerschnitt wo sie konstant ist), wird zur einfacheren Weiter-

rten Berechnungen zeigt sich,

die mittlere Hautstärke in der Regel auch bei der er i-

terten B rechnung über die Spantberechnung er

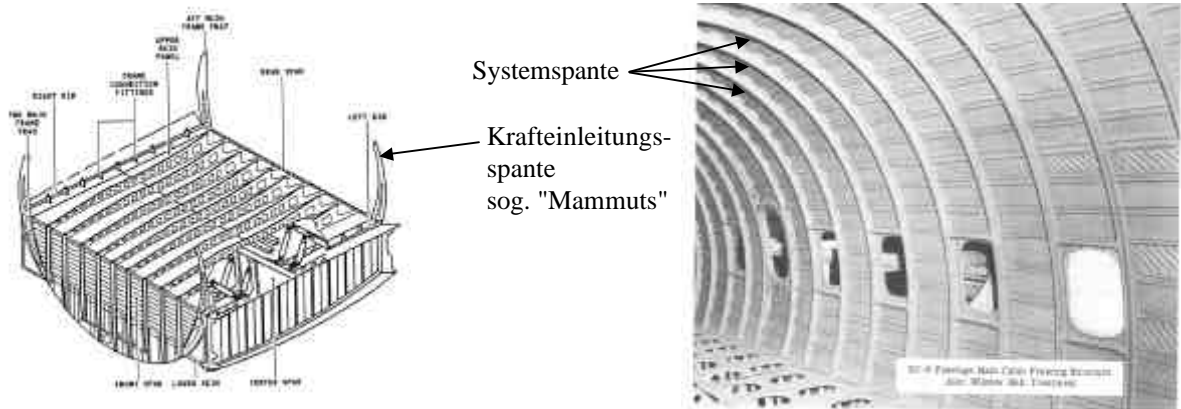
Das Hautvolumen wird berechnet aus der Rumpfoberfläche, und der hier bestimmten und in Kapitel 5.4 bestätigten Hautstärke. Als Produkt aus Hautvolumen und Dichte des Aluminiums errechnet sich die Hautmasse. Die hier ermittelten Werte sind verglichen mit realen Werten zu gering. Ein Grund dafür ist die Nichtberücksichtigung der örtlichen Aufdickungen der Haut in den Bereichen der Fenster und Türen sowie anderer "Störungen" an der Rumpfbehälterung. Über die Kesselformel wird eine "ideale", ungestörte Haut berechnet.

## 5.4 Spante

### 5.4.1 Grundsätzliches zum Spant

Der Spant, als wesentliches Bauteil des Rumpfes, gehört neben Stringern und Haut zu den Primärstrukturbauteilen des Flugzeuges. Spante und Stringer sind notwendig, um in die dünne Haut konzentrierte Lasten einleiten zu können.

Die Rumpfspante lassen sich in zwei Kategorien einteilen. Die "normalen" oder auch Systemspante und die Kräfteinleitungsspante an denen große Einzellasten (z.B. aus dem Flügelanschluß) in die Struktur eingeleitet werden.



**Bild 5.15:** Verschiedene Arten von Spanten; Kräfteinleitungs- und Systemspante

Die Systemspante erstrecken sich über die gesamte Rumpflänge und machen etwa 95% aller Spante aus.

Die Berechnung der Spantmasse erfolgt mangels ausreichend statistischer Daten über große elliptische Rumpfe nicht über vorhandene Statistikgleichungen. Zum Einsatz kommen hier Zusammenhänge aus der Strukturkonstruktion.

Wird in diesem Zusammenhang von Spantmasse gesprochen, so soll dies die Masse des Spantprofils sowie die Masse der Clips beinhalten.

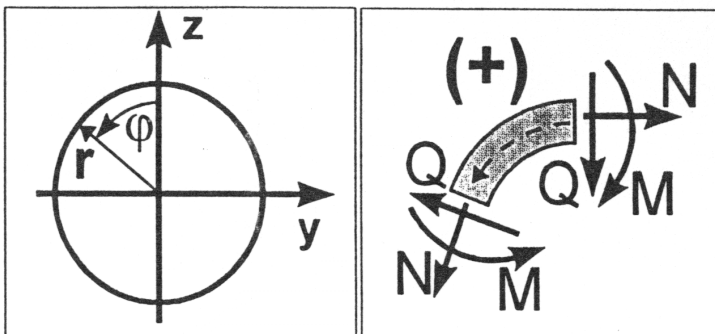
## 5.4.2 Bestimmung der Biegemomente im Spant

Der Biegemomentenverlauf soll hier an einem Kreisquerschnitt berechnet werden. Sollen Biegemomente für nicht kreisförmige Querschnitte bestimmt werden, kommen die Ergebnisse der FEM- Rechnung (Kapitel 4) zur Anwendung. Als Referenzquerschnitt gilt immer der entsprechende Kreisquerschnitt.

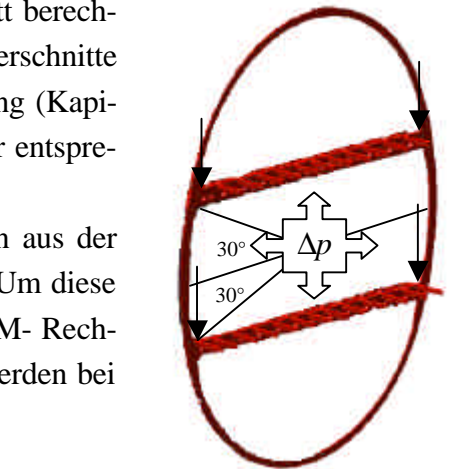
Für die Berechnung des Biegemomentes werden Gleichungen aus der Vorlesung SKO an der Fachhochschule Hamburg verwendet. Um diese anwenden zu können, ist der Sachverhalt, wie in Kapitel 4 FEM- Rechnung beschrieben, vereinfacht worden. Als wirkende Kräfte werden bei diesem Modell betrachtet:

- Innendruck mit  $2 \cdot \Delta p$ , gemäß Vorschrift FAR 25.365
- Passagierlasten getrennt nach Ober- und Unterdeck bei einem Lastvielfachen von  $n_z = 3,75$ , gemäß Vorschrift FAR 25.337

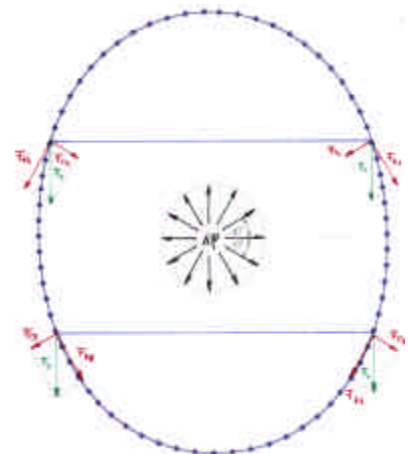
Diese Kräfte werden aufgeteilt in tangentielle und radiale Kraftanteile (bezogen auf die Rumpfkontur).



**Bild 5.17:** Koordinatensysteme und Kraftgrößen



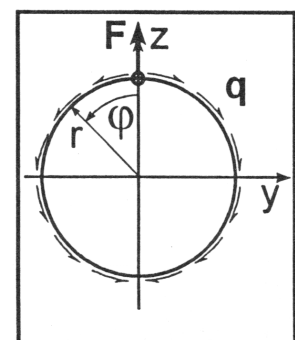
**Bild 5.16:** Rechenmodell für die SKO- Rechnung



**Bild 5.18:** Zerlegung der Kräfte in ihre Anteile

Eine radiale Kraft hat im Spant einen Biegemomentenverlauf zur Folge, der über folgende Formel bestimmt wird [Skript SKO Flüh '97]:

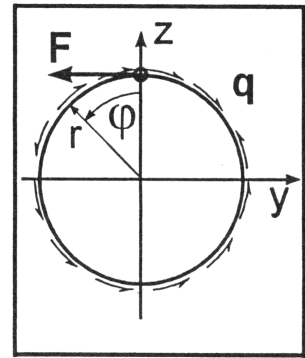
$$M(\mathbf{j}) = \left( \frac{F \cdot r}{2 \cdot \mathbf{p}} \right) \cdot \left( 1 + \frac{1}{2} \cdot \cos(\mathbf{j}) - (\mathbf{p} - \mathbf{j}) \cdot \sin(\mathbf{j}) \right) \quad (5.15)$$



**Bild 5.19:** Radial angreifende Kräfte

Eine tangentielle Kraft hat im Spant einen Biegemomentenverlauf zur Folge, der über folgende Formel bestimmt wird [Skript SKO Flüh '97]:

$$M(\mathbf{j}) = \left( \frac{F \cdot r}{2 \cdot \mathbf{p}} \right) \cdot \left( \frac{3}{2} \cdot \sin(\mathbf{j}) - (\mathbf{p} - \mathbf{j}) \cdot (1 - \cos(\mathbf{j})) \right) \quad (5.16)$$

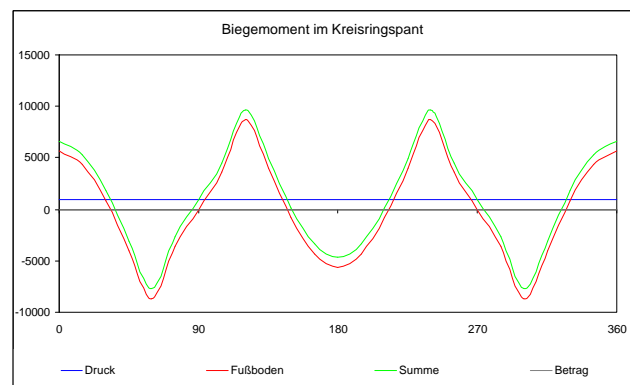


**Bild 5.20:** Tangential angreifende Kräfte

Eine Aussage über den gesamten Biegemomentenverlauf ist möglich, indem die für jede einzelne Kraft ermittelten Biegemomentenverläufe überlagert werden.

Diese Ermittlung des Biegemomentes ist umfangreich und erfordert Vereinfachungen, wie sie bei dem hier verwendeten Modell gemacht worden sind.

Aus dem Betrag des hier ermittelten Biegemomentenverlaufes wird ein Mittelwert gebildet, mit dem der Spant dann ausgelegt wird.



**Bild 5.21:** Aufsummierter Biegemomentverlauf in einem Kreisringspant

Die Benutzung des Mittelwertes für die Auslegung hat zwei Gründe.

Zum einen ist es für eine Aussage über die Spantmasse nicht wichtig zu wissen, welche Masse ein Spantsegment bei einem bestimmten Winkel hat und wie die genaue Spantgeometrie an dieser Stelle ist. Zum anderen sollen in diesem Ansatz alle Teilabmessungen des Spantquerschnittes verändert werden können, um eine möglichst leichte Spantgeometrie zu erhalten. Wäre das Biegemoment über den Umlaufwinkel veränderlich, so wäre aufgrund der vielen zu berechnenden Parameter ein sehr großer Rechenaufwand nötig.

Sollen jetzt nichtkreisförmige Querschnitte berechnet werden, so wird, mit den im Kapitel 4 ermittelten Zusammenhängen, über das Belastungsniveau eine Aussage gemacht.

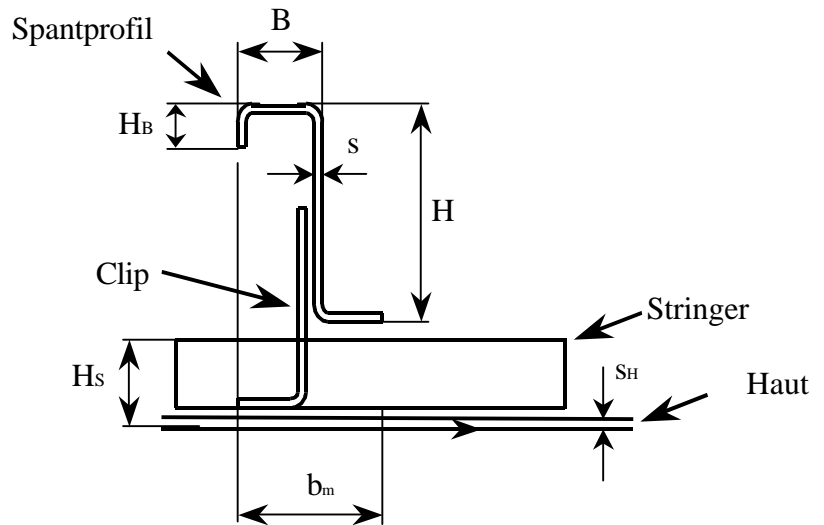
Eine bestimmte Nutzlast wird also in einer Kreiskontur (Kontur K1) und beispielsweise in einer Ellipsenkontur (Kontur E1) untergebracht. Für die Kreiskontur läßt sich das Biegemoment mit den beschriebenen Gleichungen bestimmen. Diese (Kreis-) Kontur K1 ist der Referenzquerschnitt für die Ellipsenkontur E1. Aus den Geometrieigenschaften (speziell das Seitenverhältnis) der Ellipse läßt sich mit den Erkenntnissen aus Kapitel 4 ein Zuwachsfaktor bestimmen. Wird das Biegemoment des Referenzquerschnittes mit dem Zuwachsfaktor multipliziert so ergibt das Produkt das Biegemoment im Ellipsenquerschnitt.

Mit diesem Biegemoment kann der Spant des Ellipsenquerschnittes ausgelegt werden.

### 5.4.3 Berechnung der Spantgeometrie

Aus dem berechneten mittleren Biegemoment läßt sich ein erforderliches Widerstandsmoment bestimmen.

Die Spantgeometrie muß so gestaltet sein, daß sie bei minimalem Gewicht (=Querschnittsfläche) ein möglichst hohes Flächenmoment hat. Wichtig in diesem Zusammenhang ist die mittragende Breite der Haut, da sie das Flächenmoment deutlich erhöht (großer Abstand von der Neutralachse). Die mittragende Breite der Haut beträgt nach der Vorlesung Strukturkonstruktion an Fachhochschule Hamburg:



**Bild 5.22:** Geometrie des Spantes

$$b_m = 2 \cdot B \quad (5.17)$$

Für die Berechnung der Spantgeometrie wird, wie beim Fußbodenquerträger, der EXCEL-Solver verwendet, da es so möglich ist, alle Parameter der Spantquerschnittsgeometrie innerhalb festgelegter Grenzen zu variieren.

In diesem Zusammenhang gelten drei Forderungen bei der Berechnung:

- das erforderliche Widerstandsmoment muß erreicht werden
- die Spantfläche und damit die Spantmasse soll möglichst gering sein
- in der Randfaser (Haut) darf die zulässige Spannung  $s_{zul} = 300 \text{ N/mm}^2$  nicht überschritten werden

Durch die letzte Forderung wird gewissermaßen die Haut ausgelegt und das Ergebnis der Kesselformel überprüft.

Die Spantprofilmasse ist das Produkt aus Spantvolumen und Materialdichte. Das Spantvolumen wird bestimmt aus der Spantquerschnittsfläche und dem (äußeren) Rumpfumfang. Dies ist zulässig bei der Annahme, daß die Spantabmessungen klein gegenüber dem Rumpfdurchmesser sind.

Die gesamte Spantprofilmasse (alle Spante) berechnet sich aus:

$$m_{Spant,gesamt} = m_{Spant} \cdot \frac{l_{Rumpf}}{Spantteilung} \quad (5.18)$$

Hier wird vereinfachend angenommen, daß über die gesamte Rumpflänge die gleichen Spante eingesetzt werden. Bei der Spantmasse wird, wie eingangs erwähnt, üblicherweise die Masse der Clips mit berücksichtigt.

#### 5.4.4 Abschlußbetrachtung zur Spantberechnung

Es hat sich gezeigt, daß die Spantmasse bei nicht kreisförmigen Querschnitten zunehmend schwerer wird, im Vergleich zum Kreisreferenzquerschnitt. Die Gewichtsnachteile bestimmter Querschnittsformen beruhen oft auf den um ein Vielfaches angestiegenen Spantmassen.

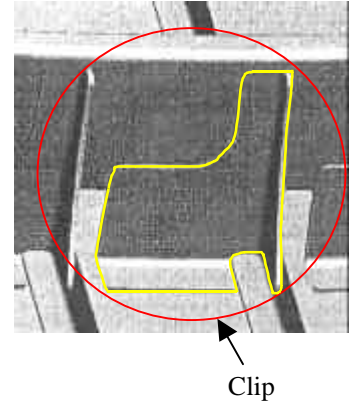
Die umfangreichen Arbeiten im Zusammenhang mit dem Spant und der damit verbundenen FEM- Rechnung haben gezeigt, wie umfangreich dieses (Teil-) Thema ist. Auch wenn hier stark vereinfacht wird, ist der Aufwand sehr hoch. Dementsprechend ist auch reichlich Luft für Verbesserungen bei der Definition eines geeigneten FEM- Modells sowie aufwendigeren SKO- Rechnungen vorhanden.

## 5.5 Clip

### 5.5.1 Grundsätzliches zum Clip

Clips haben die Aufgabe die Spante mit der Haut zu verbinden. Dies ist nötig, wenn die Haut durch Stringer längsversteift ist (durchlaufende Stringer) und der Kraftfluß nicht gestört werden soll. Die Clips übertragen als Schnittstelle zwischen Spant und Haut Schubkräfte.

Sind in einer anderen Bauweise die Stringer an den Spanten getrennt, kann auf die Clips verzichtet werden, da der Spant direkt durch Nietung oder Klebung mit der Haut verbunden ist.



**Bild 5.23:** Clip als Verbindung zwischen Spant und Haut

### 5.5.2 Masse des Clip

Bei der Massenberechnung des Clips, bezogen auf das ganze Flugzeug, haben sich zwei Berechnungsmöglichkeiten ergeben, die hier kurz dargestellt werden sollen.

Als Praxiswert (für die jetzigen Airbusflugzeuge) hat sich herausgestellt, dass die Clips etwa 50% der Spantprofilmasse wiegen. Dieser Wert kann jedoch leicht variieren.

Berechnen läßt sich die Masse der Clips für einen Spant auf folgendem Wege:

$$m_{Clip,gesamt} = \left( \frac{Umfang_{Rumpf}}{Stringerteilung} \right) \cdot m_{Clip} \quad (5.19)$$

Der erste Term berechnet die Anzahl der Clips und wird sinnvoll gerundet. Die Stringerteilung (orientiert an der A 340) bewegt sich zwischen 145mm und 170mm. Das Clipgewicht wird mit 100gr bzw. 110gr angegeben.

Stringerteilung und Clipgewicht hängen von der Einbaulage ab (Seitenschale oder Ober- bzw. Unterschale).

Üblicherweise ist bei der Angabe der Spantmasse die Masse der Clips bereits enthalten. Hier in dieser Arbeit ist dies, für die Herleitung, getrennt betrachtet worden.



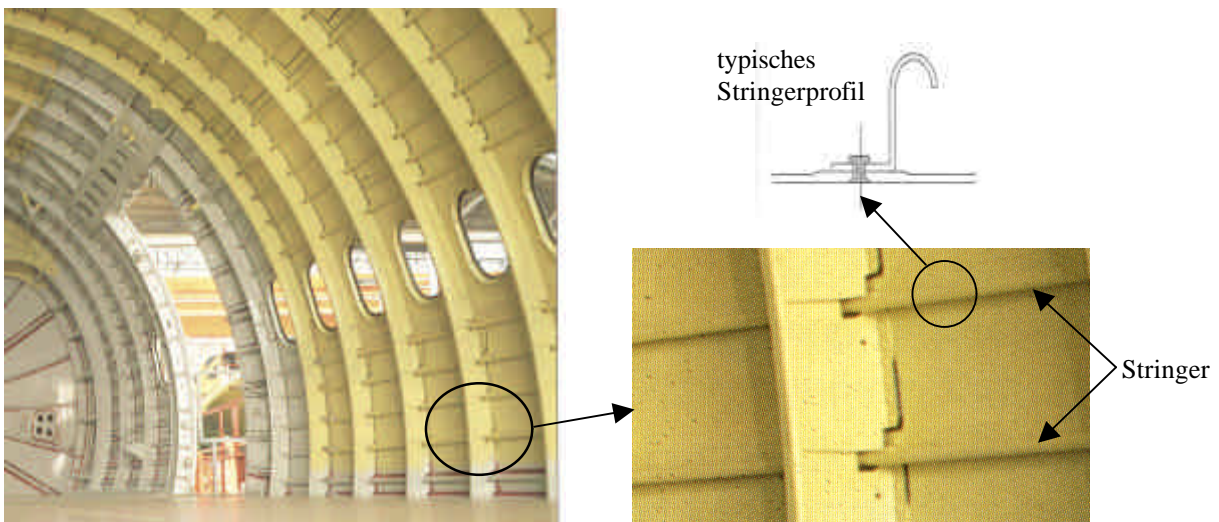
## 5.6 Stringer

### 5.6.1 Grundsätzliches zum Stringer

Die Stringer verlaufen parallel zur Flugrichtung und sind gleichmäßig über den gesamten Umfang des Querschnittes verteilt. Die Stringer haben eine hautfeldbildende und zugleich stützende Funktion. Durch die Stringer wird eine Formgebung des Rumpfes ermöglicht. Sie haben die

Aufgabe Luft-, Massen- und Behälterwandkräfte aufzunehmen und weiterzuleiten.

Belastungen sind primär Längskräfte, die aus der Biegung um Hoch- und Querachse entstehen. Desweiteren entstehen Längskräfte aus Kraftein- und Umleitungen (z.B. Türen, Fenster,...).



**Bild 5.24:** Innere Rumpfstruktur anhand einer A310

### 5.6.2 Masse der Stringer

Die Masse der Stringer wird hier ähnlich wie bei den Clips einmal mit Praxiswerten und einmal durch Berechnungen nach *Burt-Phillips* bestimmt.

In der Praxis beträgt das Gewicht der Stringer etwa 30% der Hautmasse. Bei dieser Hautmasse dürfte es sich allerdings um die "reale" Hautmasse handeln und nicht um die "ideale" Hautmasse, wie sie in Kapitel 5.3 berechnet worden ist. Dieser Praxiswert sollte in diesem Zusammenhang überprüft werden. Bei der Auslegung wird gesagt, daß das Verhältnis Stringer- zur Hautfläche etwa 0,5 beträgt. Diese Annahme scheint hier besser geeignet.

Als Grundlage für die weiteren Berechnungen sind jedoch die Berechnungen nach *Burt-Philips* gewählt worden:

$$m_{Stringer} = 0,0142 \cdot O_{Rumpf}^{1,45} \cdot v_{Dive}^{0,39} \cdot n_z^{0,316} \quad (5.20)$$

Bis auf  $v_{Dive}$  ist in dieser Formel alles bekannt. Die fehlende Größe  $v_{Dive}$  wird (mangels Daten) von der B747 aus Torenbeek '88 übernommen. Für die Boeing 747-200 werden in diesem Zusammenhang ein  $v_{Dive}$  von 445kts bzw.  $228 \text{ m/s}$  angegeben. Eine Formel die Marckwardt in dem Skript Flugzeugentwurf angibt lautet:

$$v_{Dive} = 217 \text{ m/s} \cdot M_{MO} + 30 \text{ m/s} \quad (5.21)$$

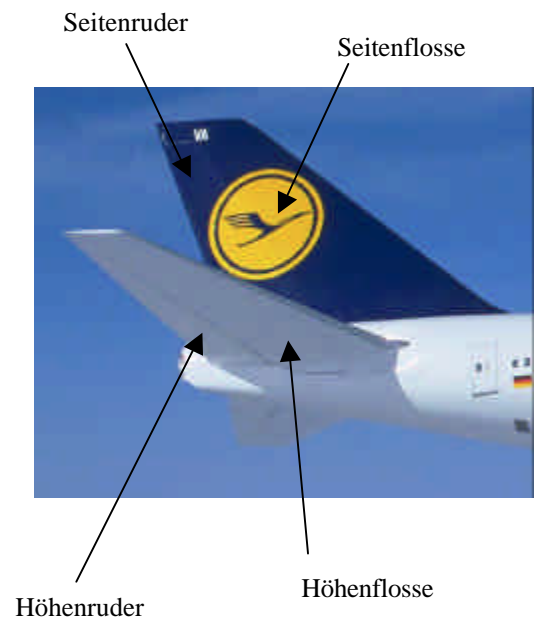
Für den A3XX ist die maximale operationelle Machzahl  $M_{MO}$  mit 0,89 angegeben. In die Formel eingesetzt, ergibt sich ein  $v_{Dive}$  von  $223 \text{ m/s}$ . Dieses ist damit dicht an dem von Torenbeek für die 747 angegebenen Wert. Gewählt wird der Wert nach Torenbeek mit  $v_{Dive} = 228 \text{ m/s}$ .

## 5.7 Leitwerke

### 5.7.1 Grundsätzliches zu Leitwerken

Das Leitwerk besteht aus Höhen- und Seitenflosse, sowie Höhen- und Seitenrudern am Rumpfe. Mit Hilfe des Leitwerks wird das Flugzeug im Gleichgewicht gehalten und um die Bewegungsachsen gesteuert.

Bei den meisten modernen Verkehrsflugzeugen handelt es sich um Normalleitwerke. Der Vorteil gegenüber anderen Bauweisen ist das relativ geringe Gewicht der Struktur. Dies ist aber nur ein Faktor von vielen, der bei der Wahl der Leitwerksform von Bedeutung ist. Da für den A3XX ein Normalleitwerk vorgesehen ist, wird die Berechnung auf diesen Leitwerkstyp ausgerichtet.



**Bild 5.25:** Aufbau eines Normalleitwerkes am Beispiel einer Boeing 747

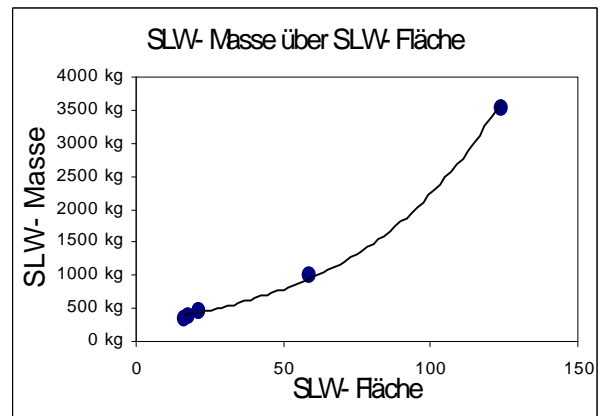
## 5.7.2 Berechnung der Leitwerksmasse

In einem ersten Schritt sind Leitwerksmassen und Flächen von Airbusflugzeugen in einer Statistik verarbeitet worden. Die Leitwerksmasse ist in den erstellten Diagrammen über die Leitwerksfläche aufgetragen worden. Weiter wird aufgezeigt was ein  $m^2$  Leitwerksfläche in Abhängigkeit von der vorhandenen Leitwerksgröße wiegt.

Für das Seitenleitwerk ist folgender Zusammenhang ermittelt worden:

**Tabelle 5.1** SLW- Massen von Airbusflugzeugen

Seitenleitwerksmassen			
Typ	Gewicht	Fläche	Index
A300 ...	1000 kg	58,8m <sup>2</sup>	17,02 kg/m <sup>2</sup>
A3XX	3550 kg	124,0m <sup>2</sup>	28,63 kg/m <sup>2</sup>
A319	465 kg	21,4m <sup>2</sup>	21,75 kg/m <sup>2</sup>
A320	465 kg	21,4m <sup>2</sup>	21,75 kg/m <sup>2</sup>
A321	465 kg	21,4m <sup>2</sup>	21,75 kg/m <sup>2</sup>
MPC 4	345 kg	16,0m <sup>2</sup>	21,56 kg/m <sup>2</sup>
MPC 5a,b	388 kg	18,0m <sup>2</sup>	21,56 kg/m <sup>2</sup>



**Bild 5.26:** Seitenleitwerksmassen

Die Gleichung der Regressionsgeraden lautet:

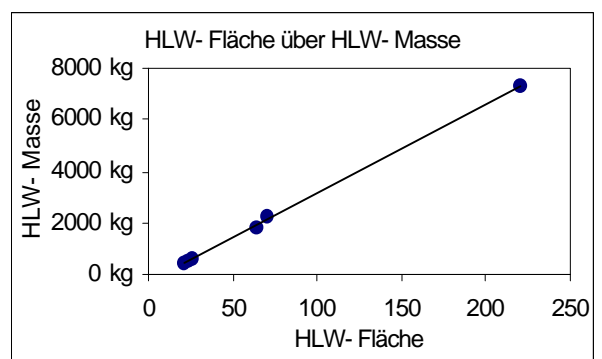
$$m_{SLW} = 283,23 \cdot e^{0,0206 \cdot S_{SLW}} \quad (5.22)$$

Diesem Diagramm zufolge steigt das Gewicht des Seitenleitwerks nicht linear sondern exponentiell mit der Fläche an. Ein Problem stellt aber die lückenhafte Datenbasis für sehr große Leitwerke dar, weil es in diesem Bereich keine zivilen Flugzeugmuster gibt oder die Daten nicht verfügbar gewesen sind.

Für das Höhenleitwerk ist folgender Zusammenhang ermittelt worden:

**Tabelle 5.2** HLW- Masse von Airbusflugzeugen

Höhenleitwerksmassen			
Typ	Gewicht	Fläche	Index
A310-300	1800 kg	64,0m <sup>2</sup>	28,13 kg/m <sup>2</sup>
A3XX	7300 kg	220,0m <sup>2</sup>	33,18 kg/m <sup>2</sup>
A340-300	2200 kg	70,0m <sup>2</sup>	31,43 kg/m <sup>2</sup>
A320...	640 kg	25,6m <sup>2</sup>	25,00 kg/m <sup>2</sup>
MPC 4	427 kg	21,0m <sup>2</sup>	20,33 kg/m <sup>2</sup>
MPC 5a,b	478 kg	23,5m <sup>2</sup>	20,34 kg/m <sup>2</sup>



**Bild 5.27:** Höhenleitwerksmassen

Für das Höhenleitwerk ist ein linearer Zusammenhang zwischen Leitwerksfläche und Leitwerksmasse ermittelt worden. Dieser lautet:

$$m_{HLW} = 34,535 \cdot S_{HLW} - 300,22 \quad (5.23)$$

In einem jetzt folgenden 2. Schritt wird die erforderliche Leitwerksfläche bestimmt. Die Auslegung erfolgt hier nach dem Leitwerksvolumen. Das Leitwerksvolumen stellt das Produkt aus Leitwerksfläche (Höhen- oder Seitenleitwerk) und dem entsprechenden Hebelarm dar.

Aus den Gleichungen für die Leitwerksvolumenbeiwerte [Skript FE Scholz '98]

$$C_{HLW} = \frac{S_{HLW} \cdot l_{HLW}}{S_W \cdot c_{MAC}}, \quad \text{für das Höhenleitwerk} \quad (5.24)$$

$$C_{SLW} = \frac{S_{SLW} \cdot l_{SLW}}{S_W \cdot b}, \quad \text{für das Seitenleitwerk} \quad (5.25)$$

werden die zu errechnenden Leitwerksflächen freigestellt. Weiter wird Technologiefaktor  $k_{Tech}$  angefügt um die Gleichung auf bekannte A3XX Daten abstimmen zu können.

Die Leitwerksflächen können jetzt berechnet werden durch:

$$S_{HLW} = C_{HLW} \cdot S_W \cdot c_{MAC} \cdot \frac{1}{l_{HLW}} \cdot k_{Tech,HLW}, \quad \text{für das Höhenleitwerk} \quad (5.26)$$

$$S_{SLW} = \frac{C_{SLW} \cdot S_W \cdot b}{l_{SLW}} \cdot k_{Tech,SLW}, \quad \text{für das Seitenleitwerk} \quad (5.27)$$

Die enthaltenen Parameter sind definiert mit:

- $C_{HLW} = 0,85$
  - $C_{SLW} = 0,09$
  - $S_W = 780m^2$
  - $c_{MAC} = 11,509m$
  - $b = 79m$
- } nach Raymer '89
- $l_{SLW} = \left( \frac{l_{SLW}}{l_{Rumpf}} \right) \cdot l_{Rumpf} = 0,40 \cdot l_{Rumpf}$
  - $l_{HLW} = \left( \frac{l_{HLW}}{l_{Rumpf}} \right) \cdot l_{Rumpf} = 0,45 \cdot l_{Rumpf}$
- } mit Daten aus A3XX Status 8
- } diese Werte sind mit A3XX-100 Daten bestimmt worden

Anhand bekannter Daten des A3XX werden die Technologiefaktoren  $k_{Tech,HLW}$  und  $k_{Tech,SLW}$  bestimmt. Alle Parameter, die hier dargestellt sind, werden auch bei den weiteren Rechnungen verwendet. Die einzige Variable ist dann die Rumpflänge, die auf anderem Weg berechnet wird.

Die Technologiefaktoren werden bestimmt zu:

$$k_{Tech,HLW} = 0,9 \quad , \text{ für das Höhenleitwerk}$$

$$k_{Tech,SLW} = 0,625 \quad , \text{ für das Seitenleitwerk}$$

Die Größe des Seitenleitwerks beträgt in diesem Fall  $S_{SLW} = 124m^2$ , die Fläche des Höhenleitwerks beträgt  $S_{HLW} = 220m^2$ . Wie schon erwähnt werden die ermittelte Faktoren bei der Berechnung anderer Rumpfformen beibehalten. Die Länge der Hebelarme läßt sich über die oben erklärten Zusammenhänge bestimmen.

Sind die Leitwerksflächen bekannt, so können über die in Schritt 1 beschriebenen Statistikzusammenhänge die Massen der Leitwerke errechnet werden.

### 5.7.3 Abschließende Betrachtung zur Leitwerksberechnung

In der Theorie ist es klar zu erkennen, daß verkürzte Flugzeuge (gegenüber einem Basisentwurf) ein größeres, schwereres Leitwerk benötigen. Lange Flugzeuge können dementsprechend kleinere, leichtere Leitwerke haben. Der Grund dafür liegt in dem veränderten Hebelarm für das Leitwerk.

In der Realität werden die Leitwerke einer Flugzeugfamilie, wie z.B. der A320 und ihrer Derivate aber nur minimal verändert. Die Veränderungen auf der Strukturseite werden dabei so gering wie möglich gehalten. Die Gründe hierfür liegen in der wirtschaftlicheren Fertigung einer großen Anzahl von identischen Bauteilen.

Vom Standpunkt einer minimalen Leitwerksmasse wäre es sicher sinnvoll für jeden Flugzeugtyp ein eigenes optimiertes Leitwerk zu konstruieren. Die Kosten, die aber durch den Entwicklungsaufwand und Ausbau oder Veränderung der Produktionsstätten notwendig wären, würden den Vorteil einer leichteren Strukturmasse (und damit günstigeren Betrieb) über den höheren Verkaufspreis schnell aufzehren.

## 5.8 Fahrwerke

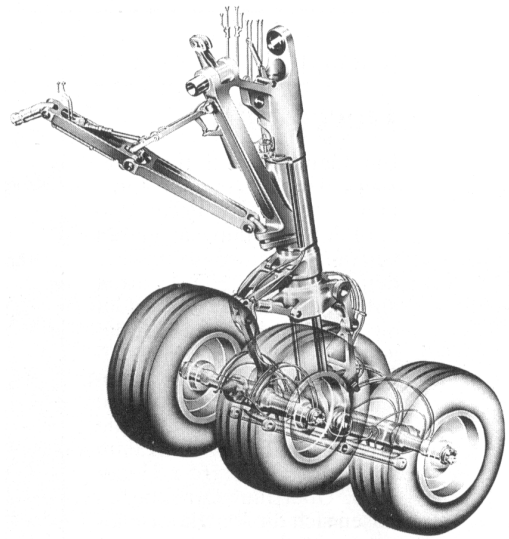
### 5.8.1 Grundsätzliches zu Fahrwerken

Das Fahrwerk wird in dieser Arbeit betrachtet, da es einen großen Teil (15- 25%) der Gesamtstrukturmasse darstellt. In Bezug auf das MTOW hat das Fahrwerk einen Massenanteil von etwa drei bis fünf Prozent.

Während für das Hauptfahrwerk der Landestoß dimensionierend ist, so wird das Bugfahrwerk für den Schleppvorgang am Boden ausgelegt.

Prinzipiell werden Fahrwerke für Verkehrsmaschinen (und Militärmaschinen) heute einziehbar konstruiert. Nur sehr leichte, kleine und langsame Flugzeuge haben manchmal noch starre Fahrwerke. Bei der Konstruktion eines Einziehfahrwerkes spielt der vorhandene Platz im Rumpf oder im Flügel eine wichtige Rolle bei der Dimensionierung.

Das gesamte Fahrwerk der A3XX wird voraussichtlich 22 Räder umfassen, davon 2 am Bugfahrwerk. Von den 4 Hauptfahrwerksbeinen sind jeweils zwei mit 6 bzw. 4 Rädern bestückt.



**Bild 5.28:** Tandem- Fahrwerk der A340

### 5.8.2 Berechnung der Fahrwerksmasse

Bei der Berechnung der Fahrwerksmasse wird auf bekannte oder hergeleitete Statistikgleichungen zurückgegriffen. Den verwendeten Gleichungen ist gemeinsam, daß sie die Fahrwerksmasse aus dem MTOW ableiten. Im folgenden Teil sollen 2 Gleichungen näher erläutert werden.

- 1. Gleichung nach Torenbeek

$$m_{LG,N} \text{ bzw. } m_{LG,M} = k_{LG} \cdot \left( A_{LG} + B_{LG} \cdot m_{mto}^{0,75} + C_{LG} \cdot m_{mto} + D_{LG} \cdot m_{mto}^{1,5} \right) \quad (5.28)$$

mit folgenden Parametern:

$m_{LG}$	Masse des gesamten Fahrwerks in kg	$m_{LG} = m_{LG,N} + m_{LG,M}$
$m_{LG,N}$	Masse des Bugfahrwerks in kg	
$m_{LG,M}$	Masse des Hauptfahrwerks in kg	
$m_{mto}$	maximale Startmasse in kg	
$k_{LG} = 1$	gilt für Tiefdecker	

$k_{LG} = 1,08$  gilt für Hochdecker

$A_{LG} \dots D_{LG}$  werden nach folgender Tabelle definiert

**Tabelle 5.3** Faktoren zur Berechnung der Fahrwerksmasse nach Torenbeek

airplane type	gear type	gear component	$A_{LG}$	$B_{LG}$	$C_{LG}$	$D_{LG}$
jet trainers and business jets	retractable gear	main gear	15,0	0,033	0,0210	-----
		nose gear	5,4	0,049	-----	-----
other civil types	fixed gear	main gear	9,1	0,082	0,0190	-----
		nose gear	11,3	-----	0,0024	-----
		tail gear	4,1	-----	0,0024	-----
	retractable gear	main gear	18,1	0,131	0,0190	$2,23 \cdot 10^{-5}$
		nose gear	9,1	0,082	-----	$2,97 \cdot 10^{-6}$
		tail gear	2,3	-----	0,0031	-----

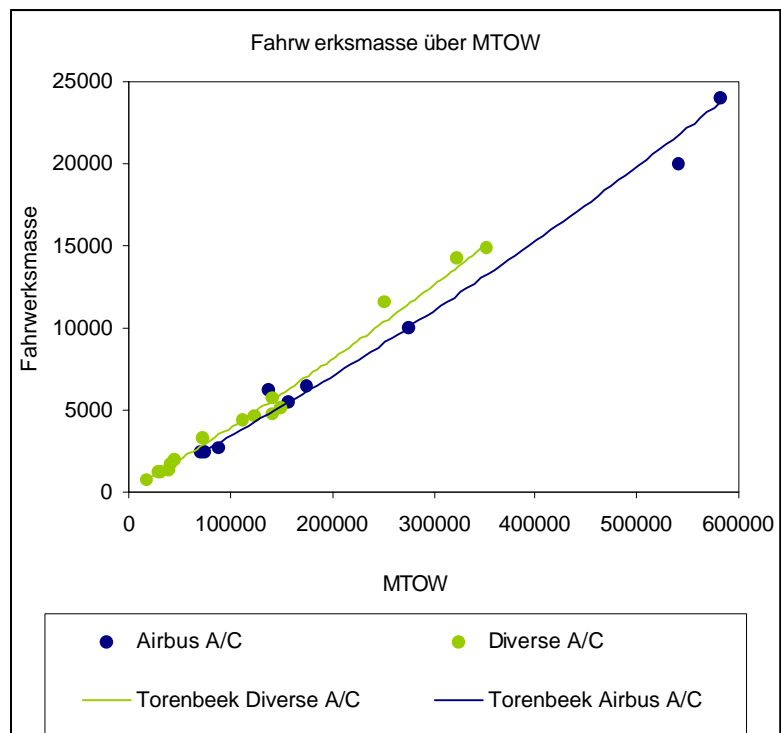
Werden Haupt- und Bugfahrwerk in einer Gleichung zusammengefaßt, so lautet die Gleichung:

$$m_{LG} = 27,2 + 0,213 \cdot m_{mto}^{0,75} + 0,0190 \cdot m_{mto} + 2,527 \cdot 10^{-5} \cdot m_{mto}^{1,5} \quad (5.29)$$

Für die Berechnung der Fahrwerksmassen neuerer Airbusflugzeuge hat es sich als vorteilhaft erwiesen, die Formel (5.28) für das Hauptfahrwerk für die gesamte Fahrwerksmasse zu verwenden. Das Ergebnis ist in diesem Fall genauer als bei der Verwendung der Gleichung (5.29).

**Tabelle 5.4** Fahrwerksmassen

Fahrwerksmasse nach Torenbeek			
A/C Typ	MTOW kg	Torenbeek kg	Abwei- chung
707-121	111584	4390	0,6%
707-320	141067	5597	3,1%
727-100	73028	2860	12,6%
737-200	45359	1795	9,1%
747-100	322051	13644	4,3%
747-200	351534	15048	-1,5%
BAC1-11	39463	1571	-19,5%
DC-10-30	251744	10396	10,2%
DC-8	123831	4887	-5,8%
DC-8	148778	5918	-15,9%
DC-9	41504	1649	0,7%
F-28	29484	1195	4,5%
F-28	32114	1294	-2,3%
VC-10	141521	5616	-18,0%
VFW614	18589	784	-6,6%
A310	157000	5422	1,4%
A300B2	137892	4717	23,6%
A306	174600	6081	6,4%
A319	70000	2325	3,1%
A320	75500	2512	-4,7%
A321	89000	2976	-10,2%
A340-300	275000	10032	-0,3%
A3XX-100	540000	21737	-8,7%
A3XX-200	583000	23786	0,9%



**Bild 5.29:** Auftragung der Fahrwerksmasse über das MTOW

Hier wird deutlich, daß die Zweiteilung bei dieser Berechnung mit Torenbeek sinnvoll ist, da die Abweichungen für die Airbusflugzeuge sonst unnötig groß werden.

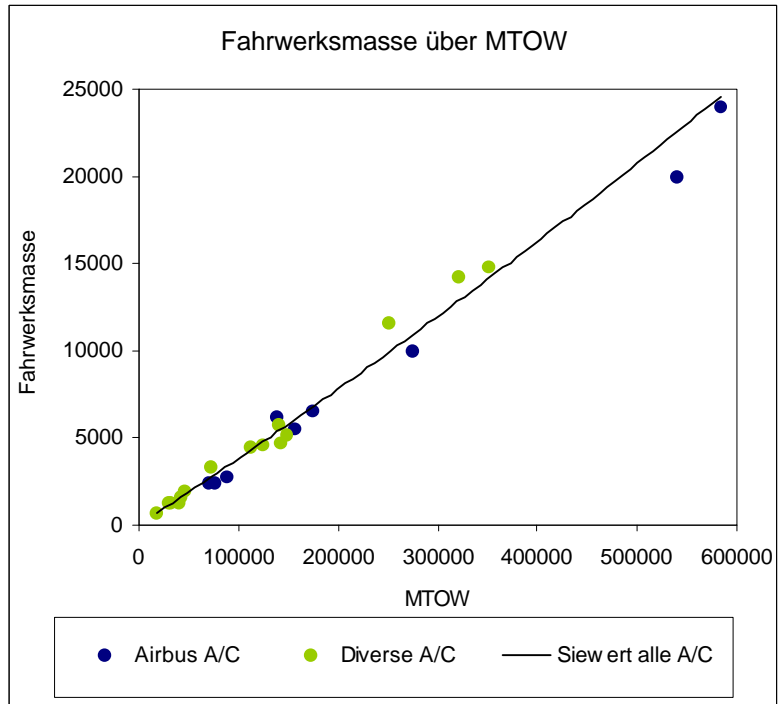
- 2. Gleichung nach Siewert

Die Gleichung nach Siewert ist anhand der hier dargestellten Flugzeugdaten erstellt worden. Die Genauigkeit ist allerdings nicht so hoch wie bei der (nach Airbus und Nichtairbus) geteilten Torenbeek- Formel.

$$m_{LG} = 8 \cdot 10^{-9} \cdot m_{mto}^2 + 0,0375 \cdot m_{mto} \quad (5.30)$$

**Tabelle 5.5** Fahrwerksmassen

Fahrwerksmasse nach Siewert			
A/C Typ	MTOW	Siewert	%
	kg	kg	
707-121	111584	4284	3,0%
707-320	141067	5449	5,7%
727-100	73028	2781	15,0%
737-200	45359	1717	13,0%
747-100	322051	12907	9,5%
747-200	351534	14171	4,4%
BAC1-11	39463	1492	-13,5%
DC-10-30	251744	9947	14,1%
DC-8	123831	4766	-3,2%
DC-8	148778	5756	-12,8%
DC-9	41504	1570	5,4%
F-28	29484	1113	11,1%
F-28	32114	1213	4,2%
VC-10	141521	5467	-14,9%
VFW614	18589	700	4,8%
A310	157000	6085	-10,6%
A300B2	137892	5323	13,8%
A306	174600	6791	-4,5%
A319	70000	2664	-11,0%
A320	75500	2877	-19,9%
A321	89000	3401	-26,0%
A340-300	275000	10917	-9,2%
A3XX-100	540000	24582	-2,4%
A3XX-200	583000	22583	-12,9%



**Bild 5.30:** Auftragung der Fahrwerksmasse über das MTOW

Der Vorteil bei diesem Verfahren liegt bei einer einfacheren Anwendung von einer statt zwei Formeln unabhängig von Flugzeughersteller und Technologiestand. Dies geht allerdings zulasten der Genauigkeit. Im Rahmen dieser Arbeit sollte diese aber ausreichend sein.

Es wird deutlich, daß genaue Abschätzungen der Fahrwerksmasse nur in Abhängigkeit von dem MTOW schwierig sind. Wichtige Einflüsse auf das Fahrwerksgewicht sind der Technologiestand (viele der in der Statistik verwendeten Flugzeuge sind recht alt), der Einsatzbereich des Flugzeuges, Fahrwerkstyp und weitere Faktoren.

In der weiteren Berechnung werden beide Verfahren benutzt.

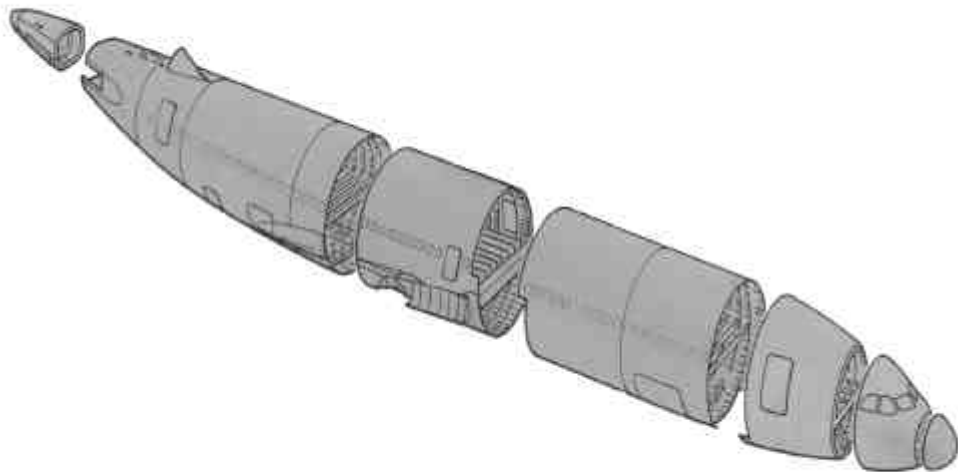


## 5.9 Berechnung der gesamten Strukturmasse des Rumpfes

Die Gesamtmasse der Rumpfstruktur setzt sich aus Teilmassen zusammen, die im Laufe dieser Arbeit bereits bestimmt worden sind. Folgende Formel wird zur Bestimmung der gesamten Strukturmasse verwendet:

$$m_{\text{Rumpf}} = 2,23 \cdot (m_{\text{Haut}} + m_{\text{Stringer}} + m_{\text{Spant}}) + m_{\text{Oberdeck}} \quad (5.31)$$

Diese Formel von Burt- Phillips muß an die Zweideck Konfiguration des A3XX angepaßt werden. Zu diesem Zweck wird die ermittelte Masse des Oberdecks zu der ursprünglichen Formel hinzugefügt. Werden Flugzeuge der jetzt üblichen klassischen Eindeck Konfiguration untersucht entfällt die Zusatzmasse des Oberdecks.



**Bild 5.31:** Berechnung der gesamten Strukturmasse des Rumpfes

## 5.10 Maximum Take Off Weight

### 5.10.1 Grundsätzliches

Das MTOW beschreibt das maximale Gewicht beim Beginn des Startlaufs. Es wird begrenzt durch die Festigkeit des Flugzeuges und durch Luftfahrtvorschriften.



**Bild 5.32:** Zulässiges MTOW ist knapp erreicht

Übertroffen wird das MTOW nur noch durch das MTW (Maximum Design Taxi Weight). Dieses beinhaltet noch zusätzliches Gewicht in Form von Treibstoff, der für das Anlassen der Triebwerke und das Rollen zum Startpunkt notwendig ist.

die Berechnung des MTOW ist in dieser Arbeit nötig, um im weiteren Verlauf Aussagen über das Fahrwerk und die Flugleistungen machen zu können.

### 5.10.2 Berechnung des MTOW

Das MTOW soll in Abhängigkeit vom Rumpf(struktur-)gewicht ermittelt werden. Vorgestellt werden in diesem Rahmen drei Verfahren, die mit annähernd der gleichen Datenbasis arbeiten. Eine Bewertung der Verfahren wird im Anschluß an die Vorstellung vorgenommen.

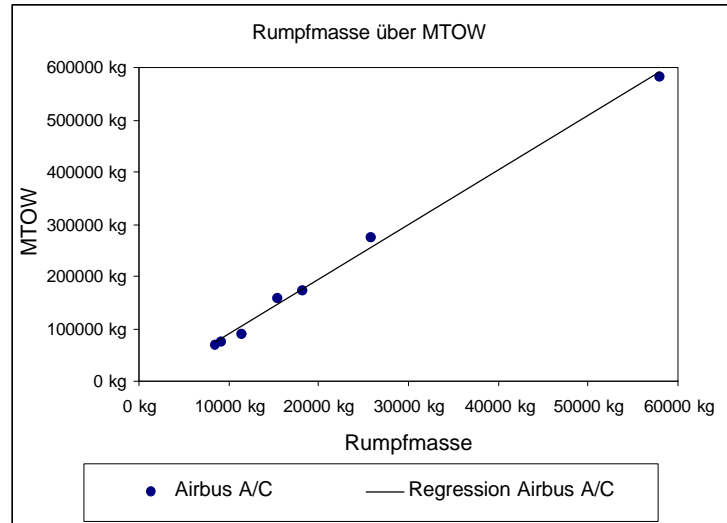
#### 1. Verfahren, **Airbusflugzeuge linear**

In diesem Verfahren in dem die neueren Airbusmuster (und Projekte) berücksichtigt sind, wird der Anteil der Rumpfmasse am MTOW bestimmt. Hier zeigt sich auch, daß bei der *Single Aisle Familie* der Anteil der Rumpfmasse am MTOW größer ist als es bei den *Wide Bodies* der Fall ist.

$$m_{mto} = 10,449 \cdot m_{Rumpf} - 15276kg \quad (5.32)$$

**Tabelle 5.6** Rumpfmassen (1)

Rumpfmasse über MTOW			
A/C Typ	Gewicht	MTOW	Index
A310	15400kg	157000kg	9,8%
A3XX-200	58000kg	583000kg	9,9%
A306	18200kg	174600kg	10,4%
A340-300	25800kg	275000kg	9,4%
A319	8550kg	70000kg	12,2%
A320	9130kg	75500kg	12,1%
A321	11440kg	89000kg	12,9%

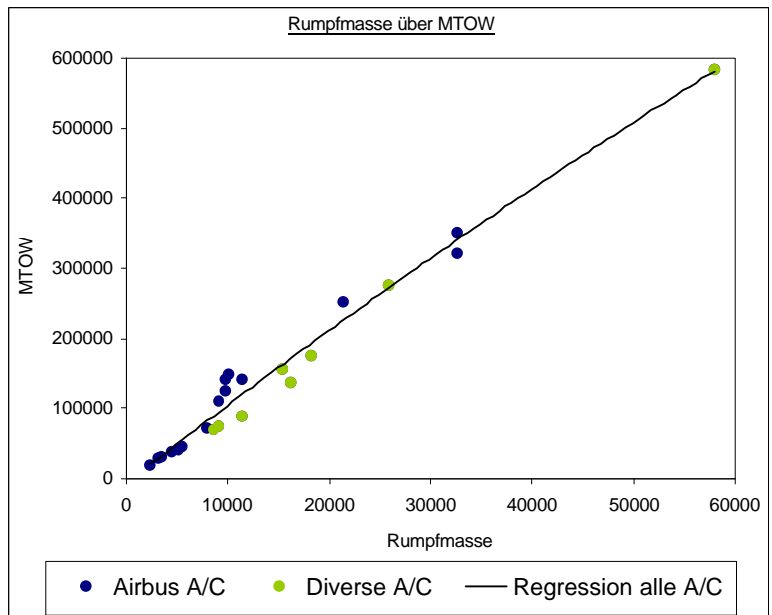
**Bild 5.33:** Rumpfmasse über MTOW (Verfahren 1)

## 2. und 3. Verfahren, lineares und logarithmisches Verfahren

Bei diesen Verfahren ist die Datenbasis um Flugzeugmuster anderer Hersteller erweitert worden.

**Tabelle 5.7** Rumpfmasse (2, 3)

Rumpfmasse über MTOW			
A/C Typ	$m_{mto}$	$m_{Rumpf}$	$\frac{m_{Rumpf}}{m_{mto}}$
	kg	kg	
VFW614	18589	2374	12,8%
F-28	29484	3195	10,8%
F-28	32114	3470	10,8%
BAC1-11	39463	4419	11,2%
DC-9	41504	5083	12,2%
737-200	45359	5492	12,1%
A319	70000	8550	12,2%
727-100	73028	8020	11,0%
A320	75500	9130	12,1%
A321	89000	11440	12,9%
707-121	111584	9100	8,2%
DC-8	123831	9750	7,9%
A300B2	137892	16248	11,8%
707-320	141067	9820	7,0%
VC-10	141521	11391	8,0%
DC-8	148778	10092	6,8%
A310	157000	15400	9,8%
A306	174600	18200	10,4%
DC-10-30	251744	21398	8,5%
A340-300	275000	25800	9,4%
747-100	322051	32588	10,1%
747-200	351534	32683	9,3%
A3XX-200	583000	58000	9,9%

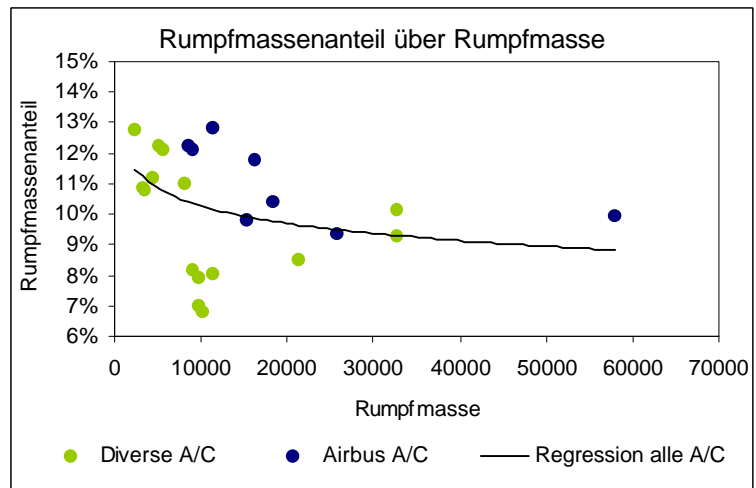
**Bild 5.34:** Rumpfmasse über MTOW (Verfahren 2)

Auch bei dieser Darstellung ergibt sich ein annähernd linearer Verlauf des Graphen.

Die Gleichung die sich für diesen Zusammenhang ergibt lautet:

$$m_{mto} = -1,976 \cdot 10^{-5} \cdot m_{Rumpf}^2 + 11,28 \cdot m_{mto} - 608,1 \quad (5.33)$$

Für das 3. Verfahren ist eine logarithmische Regression gewählt worden. Bei dieser Darstellung wird die Rumpfmasse über den Rumpfmassenanteil am MTOW aufgetragen. Die Werte sind dabei Tabelle 5.7 entnommen.



**Bild 5.35:** Rumpfmasse über Rumpfmassenanteil (Verfahren 3)

Die Gleichung für diesen Zusammenhang lautet:

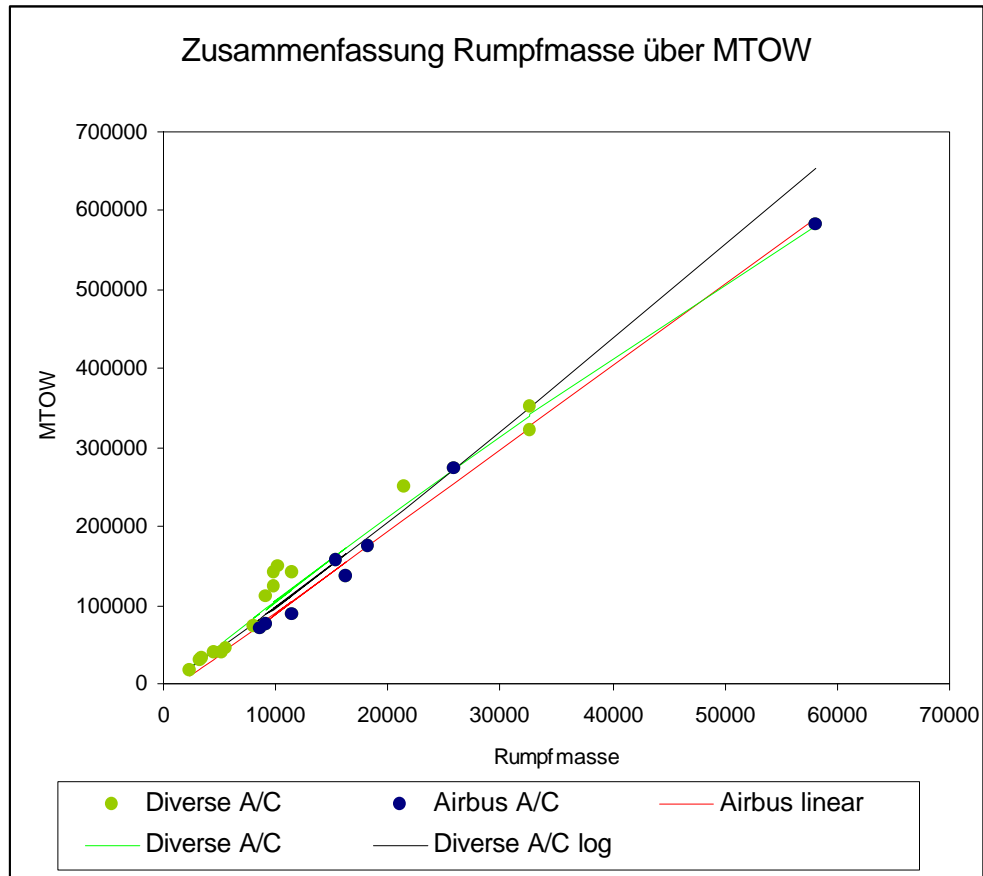
$$m_{mto} = \frac{m_{Rumpf}}{-0,0082 \cdot \ln(m_{Rumpf}) + 0,1786} \quad (5.34)$$

### 5.10.3 Zusammenfassung der Ergebnisse

Werden die ermittelten Gleichungen in einem Diagramm dargestellt, so werden die Vorteile der einzelnen Verfahren deutlich.

- **Verfahren 1 (Airbus linear)** hat bei der Berechnung der Airbusmuster eine mittlere Abweichung von 7,2%. Für die anderen Flugzeuge in dieser Statistik erhöht sich der Fehler auf fast 18%. Bei relativ leichten Mustern dieser Statistik hat dieses Verfahren deutliche Nachteile (bis etwa 39000kg MTOW).
- **Verfahren 2 (Diverse A/C linear)** hat gegenüber Verfahren 1 bei der Beurteilung aller Flugzeuge eine Abweichung von 14,5%. Die Genauigkeit für die Airbusflugzeuge sinkt allerdings auf 16,1%, was die Anwendung für Airbusmuster deutlich einschränken dürfte.

- **Verfahren 3 (Diverse A/C log)** stellt einen guten Mittelweg dar. Zwar ist die Genauigkeit für Airbusmuster auf 12,5% gesunken, dafür ist ein mittlerer Fehler von 13,2% bei der Beurteilung aller hier aufgeführter Flugzeuge möglich.



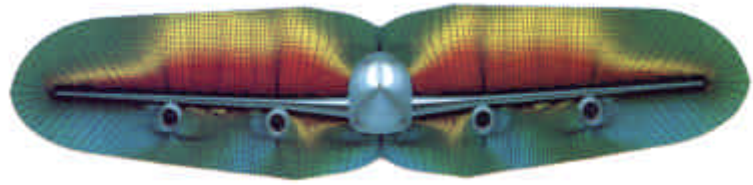
**Bild 5.36:** Zusammenfassung für die Fahrwerksberechnung

Bei der Entscheidung welches Verfahren jetzt angewendet werden wird, sollte der Einzelfall entscheiden. In den gemachten Berechnungen sind alle Rechenverfahren verwendet worden.

## 6 Aerodynamik

### 6.1 Grundsätzliches

Neben der zu erwartenden Strukturmasse soll der Rumpf auch auf seine aerodynamischen Eigenschaften untersucht werden. Als Einflußfaktoren sollen die benetzte Oberfläche und in



**Bild 6.1:** Auftriebsverteilung am A3XX

gewissem Umfang auch die Art der Rumpfkontur in die Berechnung mit einfließen. Ein gelungener Entwurf zeichnet sich auch durch gute aerodynamische Eigenschaften aus. Diese äußern sich z.B. in einem geringen Kraftstoffverbrauch. Als Folge davon reduziert sich die benötigte Kraftstoffmasse, womit das MTOW sinken kann. Bei unverändertem MTOW kann dieser Entwurf mit der besseren Aerodynamik weiter fliegen oder mehr Nutzlast transportieren.

### 6.2 Berechnung des Widerstandes

Als unveränderliche Werte in dieser Berechnung werden folgende Größen angenommen:

- **Generelle Flügeldaten;** in diesem Zusammenhang werden die Daten für den A3XX Status 8 verwendet
- **Spezifischer Kraftstoffverbrauch der Triebwerke;** die Werte für den spezifischen Kraftstoffverbrauch sind dem A3XX Status12 entnommen und gelten für das Rolls-Royce Trent800 Triebwerk
- **Leitwerksflächen;** die Leitwerksflächen sind dem A3XX Status 8 entnommen

Variable Größen in diesem Zusammenhang sind:

- Rumpflänge
- Rumpfhöhe und -breite
- Querschnittsfläche des Rumpfes
- Rumpfoberfläche
- Maximales Abfluggewicht (MTOW)
- Flughöhe
- Reisemachzahl
- (Länge der Reiseflugphase)

Um eine Aussage über die maximale Gleitzahl des Flugzeuges treffen zu können, ist es erforderlich eine Abschätzung der benetzten Oberfläche gegenüber der Flügelfläche zu treffen.

Die Gleichung lautet nach Scholz '98:

$$\frac{S_{wet}}{S_W} = \frac{\mathbf{P} \cdot d_f^2}{S_W} \cdot \left( \frac{l_f}{d_f} - 1 \right) + 2 \cdot \left( 1 + \frac{S_H + S_V}{S_W} \right) + \frac{S_N}{S_W} \quad (6.1)$$

Die enthaltenen Parameter haben dabei folgende Bedeutung:

$d_f$  äquivalenter Rumpfdurchmesser, alternativ bezeichnet als  $d_{effektiv}$

$l_f$  Rumpflänge, alternativ bezeichnet als  $l_{rumpf}$

$S_W$  Flügelfläche

$S_{wet}$  benetzte Fläche

$S_H$  Fläche des Höhenleitwerks

$S_V$  Fläche des Seitenleitwerks

$S_N$  benetzte Fläche der Triebwerksgondeln

Für folgende Terme hat Loftin Durchschnittswerte ermittelt:

$$\frac{S_N}{S_W} = 0,47 \quad \text{und} \quad \frac{S_H + S_V}{S_W} = 0,44$$

Werden für den zweiten Term die A3XX Leitwerksflächen mit  $S_H = 220m^2$  und  $S_V = 124m^2$  eingesetzt, so ergibt sich mit der Flügelfläche  $S_W = 780m^2$  genau der von Loftin gemittelte Wert.

Ist das Verhältnis der benetzten Oberfläche zur Flügelfläche bekannt, so kann über folgende Gleichung die maximale Gleitzahl abgeschätzt werden [Skript FE Scholz '98]:

$$\left( \frac{L}{D} \right)_{\max} = 7,5 \cdot \frac{A}{\left( \frac{S_{wet}}{S_W} \right)} + 8 \quad (6.2)$$

Die Streckung A beträgt für den Flügel des A3XX  $A = 8$ . Mit diesen Werten läßt sich die maximale Gleitzahl mit einfachen Mitteln und in diesem Fall sehr genau bestimmen ( $\left( \frac{L}{D} \right)_{\max} = 19 \dots 20$ ).

Mit der Gleitzahl ist nun eine Berechnung des Nullwiderstandsbeiwertes mit folgender Gleichung möglich [Skript FE Scholz '98]:

$$(L/D)_{\max} = 0,5 \cdot \sqrt{\frac{\rho \cdot e \cdot A}{c_{D,0A/C}}} \quad (6.3)$$

Für den Parameter  $e$  wählt Loftin den Wert  $e = 0,85$  für ein strahlgetriebenes Flugzeug in der Reisekonfiguration. Die Größe  $c_{D,0A/C}$  muß nur noch isoliert werden.

Eine Aussage über den Widerstand des Rumpfes läßt sich mit Hilfe von Zusammenhängen nach Torenbeek machen. Torenbeek führt aus, daß für die folgende Formel der Rumpf stromlinienförmig sein soll und der Anstellwinkel gegenüber der Anströmung gleich Null ist. Die Gleichung für den Profilwiderstand des Rumpfes lautet:

$$c_{D,0 \text{ Rumpf}} = c_f \cdot S_{f,wet} \cdot (1 + j_f) \quad (6.4)$$

Diese Gleichung setzt sich aus folgenden Teilen zusammen:

$$c_f = \frac{0,455}{(\log(\text{Re}))^{2,58}} \quad (6.5)$$

Diese Gleichung nach Prandtl- Schlichting berechnet den Widerstandsbeiwert einer längsangeströmten ebenen Platte. Die Reynoldszahl soll größer als  $5 \cdot 10^5$  sein. Die Strömung an der Oberfläche ist turbulent. Die Oberfläche ist hydraulisch glatt.

Die Reynoldszahl  $\text{Re}$  wird bestimmt nach:

$$\text{Re} = \frac{v_{cr} \cdot l_{\text{Rumpf}}}{\mathbf{u}} \quad (6.6)$$

mit:

$\mathbf{u}$  stellt die kinematische Viskosität der Luft dar und ist von der Höhe abhängig  
 $v_{cr}$  ist die Reisegeschwindigkeit in m/s



Der Faktor  $j_f$  wird über folgende 3 Gleichungen beschrieben:

$$j_f = \frac{2,2}{I_{eff}^{1,5}} + \frac{3,8}{I_{eff}^3} \quad (6.7)$$

$I_{eff}$  wird über zwei Gleichungen berechnet, gewählt wird das kleinere Ergebnis:

$$I_{eff} = \frac{l_f}{\sqrt{\frac{4}{\rho} \cdot A_C}} \quad \text{oder} \quad I_{eff} = \frac{l_N + l_A}{\sqrt{\frac{4}{\rho} \cdot A_C}} + 2 \quad (6.8) \text{ und } (6.9)$$

Das fehlende Maß für  $l_N + l_A$  wird bestimmt über:

$$l_N + l_A = 1,6 + \frac{4}{\sqrt{\frac{4}{\rho} \cdot A_C}} \quad (6.10)$$

Mit Hilfe dieser Formeln ist es jetzt möglich eine Aussage über den Widerstand des Rumpfes machen zu können. Der Widerstand des Flügels ist dann die Differenz aus  $c_{D,0}$  und  $c_{D,0_{Rumpf}}$ . Der Widerstandsbeiwert wird oftmals in "Drag Counts" angegeben. Der Widerstandsbeiwert wird dazu mit 10000 multipliziert. Die Angabe in "Drag Counts", in der Kurzform d.c. , macht den Widerstandsbeiwert aufgrund der Zahlengröße leichter greifbar.

Durch die Berechnung des Gesamtwiderstandes  $c_{D,0_{A/c}}$  ist es auch möglich eine Aussage über den notwendigen Schub der Triebwerke für den Reiseflug zu treffen. Der notwendige (Gesamt-) Schub für den Reiseflug wird berechnet nach:

$$T_{cr} = D_{cr} = \frac{m_{mto} \cdot g}{(L/D)_{max}} \quad (6.11)$$

Hier ist vereinfachend angenommen worden, daß sich das Fluggewicht während des Reisefluges nicht ändert. Für das Fluggewicht wird das MTOW angenommen. Solche Annahmen sind legitim, solange Flugzeuge unter diesen gleichen Bedingungen verglichen werden, was hier der Fall ist.



**Bild 6.2:** Triebwerk des A3XX

Über den notwendigen Reiseschub und dem bekannten spezifischen Schub der Triebwerke läßt sich der Treibstoffverbrauch ermitteln:

$$m_{\text{Kraftstoff}} = T_{cr} \cdot SFC \cdot t_{\text{Reiseflug}} \quad (6.12)$$

Die verwendeten Parameter haben folgende Werte:

$m_{\text{Kraftstoff}}$	Masse des benötigten/ verbrauchten Treibstoffs in <b>kg</b>
$T_{cr}$	notwendiger Reiseschub in <b>N</b>
$t_{\text{Reiseflug}}$	betrachtete Reiseflugdauer in Stunden <b>h</b>
$SFC$	spezifischer Kraftstoffverbrauch angenommen für das RollsRoyce Trent 800 mit
	$SFC_{RR,Trent800} = 0,571 \frac{lb}{lbf \cdot h}$ oder $SFC_{RR,Trent800} = 58,2264 \cdot 10^{-3} \frac{kg}{N \cdot h}$

Der Unterschied im Kraftstoffverbrauch der sich an dieser Stelle ermitteln läßt, ist auch für eine DOC- Rechnung wichtig, bei der Annahme das die fixen Kosten bei den entsprechenden Entwürfen gleich sind und nur Unterschiede bei den variablen Kosten, sprich Kraftstoffkosten vorhanden sind.

Es darf aber nicht vergessen werden, daß die hier ermittelten Werte nur Anhalte sein können, da die Sachverhalte der Strömungsmechanik, besonders bei Entwürfen wie der A350 mit "eckiger Kontur", doch stark vereinfacht werden.



**Bild 6.3:** Sehr große Triebwerke können zu neuartigen Problemen führen

## 7 Bewertung von Rumpfquerschnitten

### 7.1 Grundsätzliches

Nach der Darstellung der Grundlagen für die Berechnung und Bewertung von Rumpfquerschnitten in den voran gegangenen Kapiteln, soll hier die praktische Anwendung an etwa 50 betrachteten Querschnitten beschrieben werden. Die Rumpfquerschnitte sind zu diesem Zweck mit dem erstellten EXCEL- Programm MAP'99 berechnet worden. Allen diesen Querschnitten ist gemein, daß die Nutzlast aus 850 Passagieren besteht. Auf dem Frachtdeck kommen LD3 oder M1 Container zur Anwendung. Die Querschnitte die im ersten Teil dieses Kapitels (bis 7.5.3) behandelt werden, haben alle eine elliptische oder kreisförmige Kontur. Einige aus Kreissegmenten bestehende Rumpfquerschnitte werden in Abschnitt 7.6 vorgestellt.

Die Ergebnisse der Berechnungen werden in diesem Kapitel 7 dargestellt werden. Die abschließende Bewertung soll folgende Aspekte berücksichtigen:

- MTOW
- Aerodynamischer Widerstand des Rumpfes
- Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche

Die Rumpfquerschnitte sind hier im ersten Teil, wie es auch bei der FEM- Rechnung der Fall gewesen ist, in 3 Gruppen eingeteilt, die sich aufgrund der Anzahl der nebeneinander liegenden Sitze (seat abreast) unterscheiden. Diese Gruppen sind:

- **Gruppe 1,** 18 abreast Sitzanordnung
- **Gruppe 2,** 14 abreast Sitzanordnung
- **Gruppe 3,** 20 abreast Sitzanordnung

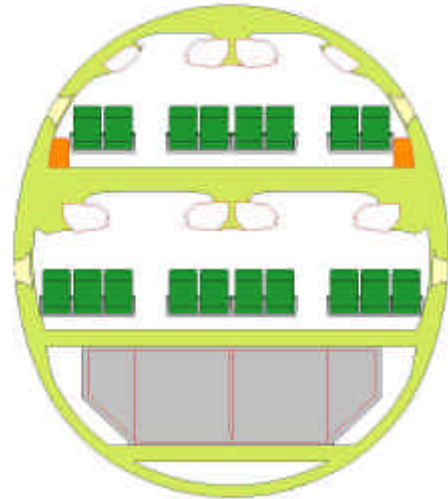
Bei allen Entwürfen werden auf beiden Passagierdecks jeweils 2 Gänge verwendet. Die zur Erhöhung des Komforts interessante 3 Gang Konfiguration führt zu sehr großen (Querschnitts) Entwürfen, gerade bei der 20 abreast Sitzanordnung. Da mit den hier vorgestellten Gruppen bereits eine große Bandbreite an Querschnitten dargestellt wird, soll auf die Verwendung der 3 Gang Variante verzichtet werden. In dem erstellten EXCEL- Programm MAP'99 ist es aber möglich, 3 Gang Varianten zu berechnen.

## 7.2 Gruppe 1, 18 abreast Sitzanordnung

In dieser Gruppe sind folgende Rumpffquerschnitte berechnet worden:

**Tabelle 7.1** Rumpffquerschnitte (Gruppe 1)

Betrachtet Rumpffquerschnitte				
Typ	Breite	Höhe	Seitenverhältnis	Container
18LD3a	6,78 m	8,39 m	0,808	LD3
18LD3b	7,11 m	8,28 m	0,858	LD3
18LD3c	7,24 m	8,23 m	0,879	LD3
18LD3d	7,45 m	8,17 m	0,911	LD3
18LD3e	7,82 m	8,04 m	0,972	LD3
18LD3f	6,98 m	8,32 m	0,838	LD3
18LD3g	7,04 m	8,30 m	0,848	LD3
18LD3h	7,02 m	8,31 m	0,844	LD3
18LD3i	6,92 m	8,34 m	0,829	LD3
18LD3i	8,09 m	8,09 m	1,000	LD3
18M1a	8,71 m	9,19 m	0,947	M1
18M1a	9,03 m	9,03 m	1,000	M1
18M1c	8,25 m	9,42 m	0,875	M1
18M1d	7,84 m	9,61 m	0,815	M1
18M1e	7,49 m	9,79 m	0,765	M1
18M1f	7,17 m	9,95 m	0,720	M1
18M1g	6,88 m	10,09 m	0,681	M1
18M1h	6,61 m	10,22 m	0,646	M1



**Bild 7.1:** 18 abreast Sitzanordnung

Auf dem Frachtdeck werden LD3- oder M1- Container verwendet.

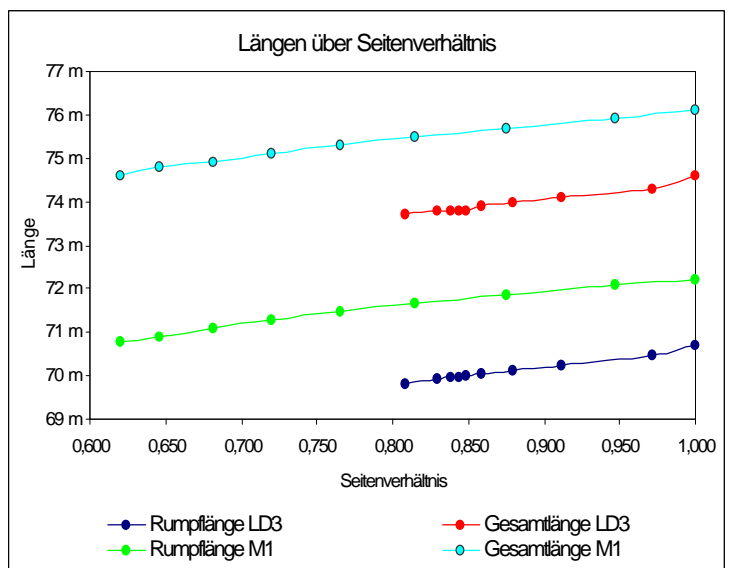
Aus Gründen der Übersichtlichkeit werden Querschnitte die LD3 Container aufnehmen, in der Kurzform "LD3- Variante", z.T. getrennt von der M1- Variante in den Diagrammen dargestellt.

### 7.2.1 Rumpflänge, -oberfläche und Querschnittsfläche

#### a) Rumpflänge

**Tabelle 7.2** Rumpflängen (Gruppe 1)

Rumpflänge über Seitenverhältnis			
Typ	Rumpflänge	Gesamtlänge	Seitenverh.
18LD3a	69,83 m	73,70 m	0,808
18LD3i	69,92 m	73,80 m	0,829
18LD3f	69,96 m	73,80 m	0,838
18LD3h	69,98 m	73,80 m	0,844
18LD3g	70,00 m	73,80 m	0,848
18LD3b	70,04 m	73,90 m	0,858
18LD3c	70,12 m	74,00 m	0,879
18LD3d	70,24 m	74,10 m	0,911
18LD3e	70,45 m	74,30 m	0,972
18LD3i	70,70 m	74,60 m	1,000
18M1b	70,77 m	74,60 m	0,620
18M1h	70,91 m	74,80 m	0,646
18M1g	71,09 m	74,90 m	0,681
18M1f	71,27 m	75,10 m	0,720
18M1e	71,46 m	75,30 m	0,765
18M1d	71,66 m	75,50 m	0,815
18M1c	71,86 m	75,70 m	0,875
18M1a	72,08 m	75,90 m	0,947
18M1a	72,21 m	76,10 m	1,000



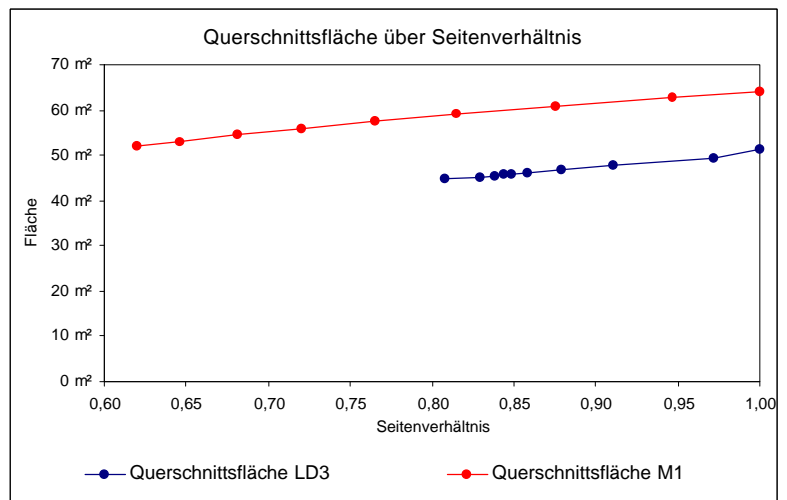
**Bild 7.2:** Rumpflänge über das Seitenverhältnis (Gruppe 1)

Die Änderungen der Rumpflänge bzw. Gesamtlänge in Abhängigkeit vom Seitenverhältnis sind recht gering. Der Rumpflängenunterschied zwischen der Kreiskontur und der Ellipse mit dem geringsten Seitenverhältnis beträgt 0,87m für die LD3- Variante und 1,44m bei der M1- Version. Werden M1- Container statt LD3- Container verwendet, so vergrößert sich die Rumpflänge um etwa 1,50m.

## b) Rumpfoberfläche und Querschnittsfläche

**Tabelle 7.3** Rumpfflächen (Gruppe 1)

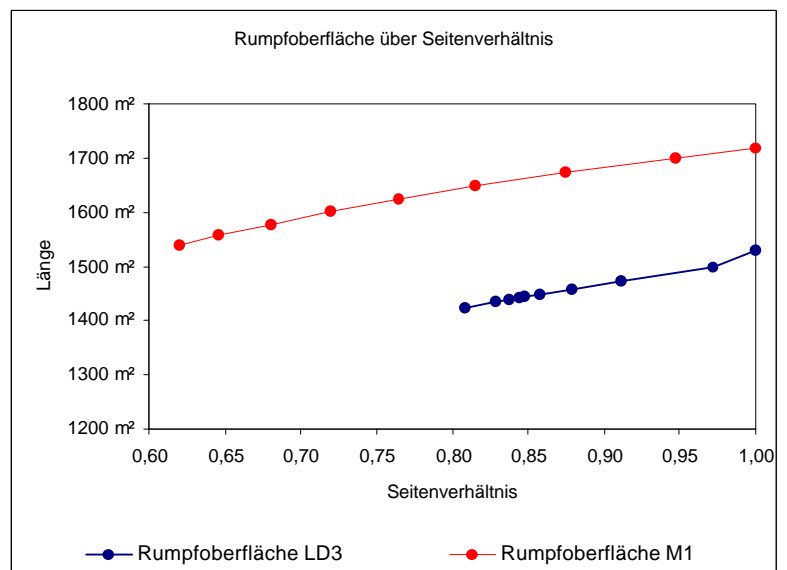
Fläche über Seitenverhältnis			
Typ	Querschnittsfläche	Rumpfoberfläche	Seitenverhältnis
18a	44,7m <sup>2</sup>	1423m <sup>2</sup>	0,808
18b	46,2m <sup>2</sup>	1448m <sup>2</sup>	0,858
18c	46,8m <sup>2</sup>	1458m <sup>2</sup>	0,879
18d	47,8m <sup>2</sup>	1473m <sup>2</sup>	0,911
18e	49,4m <sup>2</sup>	1500m <sup>2</sup>	0,972
18f	45,6m <sup>2</sup>	1439m <sup>2</sup>	0,838
18g	45,9m <sup>2</sup>	1444m <sup>2</sup>	0,848
18h	45,8m <sup>2</sup>	1442m <sup>2</sup>	0,844
18i	45,3m <sup>2</sup>	1434m <sup>2</sup>	0,829
18i	51,4m <sup>2</sup>	1530m <sup>2</sup>	1,000
18M1a	62,9m <sup>2</sup>	1701m <sup>2</sup>	0,947
18M1a	64,1m <sup>2</sup>	1718m <sup>2</sup>	1,000
18M1b	51,9m <sup>2</sup>	1539m <sup>2</sup>	0,620
18M1c	61,0m <sup>2</sup>	1674m <sup>2</sup>	0,875
18M1d	59,2m <sup>2</sup>	1649m <sup>2</sup>	0,815
18M1e	57,6m <sup>2</sup>	1624m <sup>2</sup>	0,765
18M1f	56,0m <sup>2</sup>	1601m <sup>2</sup>	0,720
18M1g	54,5m <sup>2</sup>	1578m <sup>2</sup>	0,681
18M1h	53,1m <sup>2</sup>	1557m <sup>2</sup>	0,646



**Bild 7.3:** Querschnittsfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 1)

Bei diesen Parametern ergibt sich ein scheinbar linearer Zusammenhang zwischen dem Seitenverhältnis und der betrachteten Fläche. Die Differenz ist aber stärker ausgeprägt als bei der Rumpflänge. Der Unterschied bei der Rumpfoberfläche für die LD3- Version beträgt 107m<sup>2</sup> zwischen der Kreiskontur und der Ellipse mit dem geringsten Seitenverhältnis. Bei der Querschnittsfläche beträgt der Unterschied 6,7m<sup>2</sup>.

Für die M1- Variante sind die Unterschiede noch größer. Bei der Rumpfoberfläche sind dies 144m<sup>2</sup> und bei der Querschnittsfläche 9,8m<sup>2</sup> Differenz.



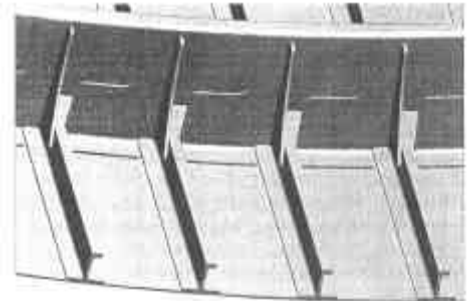
**Bild 7.4:** Rumpfoberfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 1)

## 7.2.2 Strukturmassen, MTOW, Seitenleitwerk und Fahrwerk

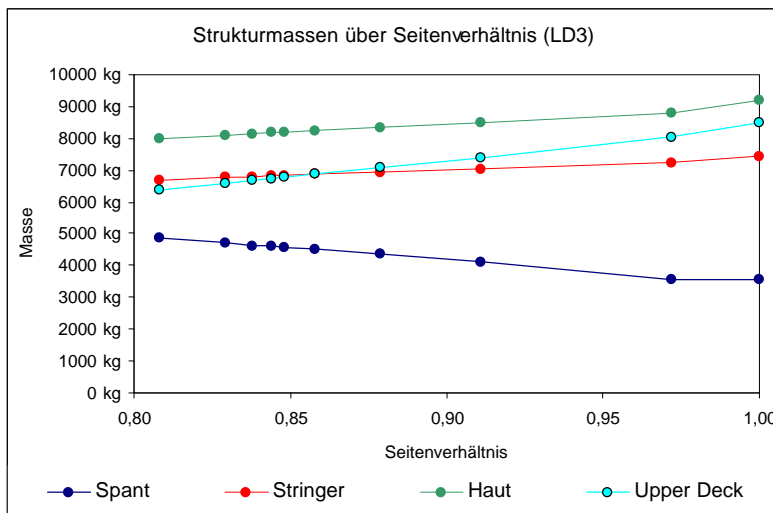
### a) Massen von Spanten, Stringern, Behutung und des Oberdecks

**Tabelle 7.4** Massen von Strukturkomponenten (Gruppe 1)

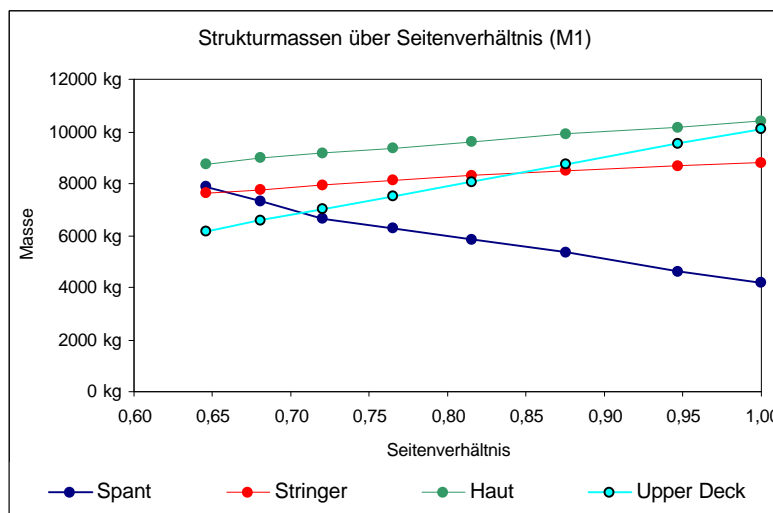
Massen von Strukturkomponenten					
Typ	Spant	Stringer	Haut	Upper Deck	Seitenverhaltis
18LD3a	4851 kg	6689 kg	7984 kg	6382 kg	0,808
18LD3i	4713 kg	6765 kg	8097 kg	6595 kg	0,829
18LD3f	4646 kg	6798 kg	8146 kg	6687 kg	0,838
18LD3h	4604 kg	6818 kg	8175 kg	6744 kg	0,844
18LD3g	4587 kg	6831 kg	8195 kg	6782 kg	0,848
18LD3b	4514 kg	6864 kg	8258 kg	6879 kg	0,858
18LD3c	4369 kg	6932 kg	8348 kg	7083 kg	0,879
18LD3d	4114 kg	7036 kg	8510 kg	7409 kg	0,911
18LD3e	3583 kg	7218 kg	8801 kg	8019 kg	0,972
18LD3i	3570 kg	7433 kg	9171 kg	8482 kg	1,000
18M1h	7879 kg	7620 kg	8764 kg	6172 kg	0,646
18M1g	7303 kg	7774 kg	8956 kg	6560 kg	0,681
18M1f	6667 kg	7934 kg	9162 kg	6999 kg	0,720
18M1e	6293 kg	8103 kg	9384 kg	7496 kg	0,765
18M1d	5871 kg	8280 kg	9626 kg	8069 kg	0,815
18M1c	5331 kg	8467 kg	9890 kg	8738 kg	0,875
18M1a	4593 kg	8664 kg	10183 kg	9530 kg	0,947
18M1a	4209 kg	8789 kg	10378 kg	10093 kg	1,000



**Bild 7.5:** Haut, Stringer, Spant



**Bild 7.6:** Strukturmassen mit LD3- Container (Gruppe 1)



**Bild 7.7:** Strukturmassen mit M1- Container (Gruppe 1)

Aus Gründen der Übersichtlichkeit werden die LD3- und M1-Variante getrennt betrachtet.

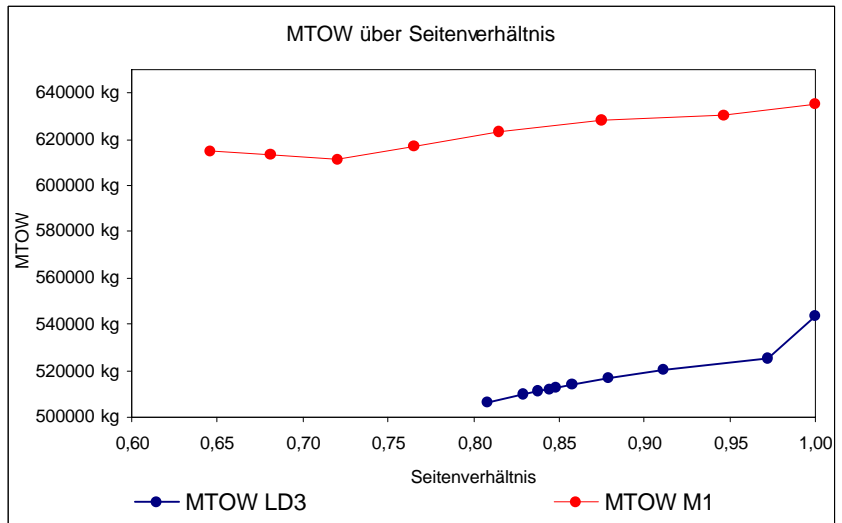
Bei diesen Diagrammen wird deutlich, daß die Massen von Stringern, Behutung und Oberdeck mit abnehmenden Seitenverhaltis geringer werden.

Im Gegensatz dazu steigt die Spantmasse aber deutlich an. Der Grund hierfür ist das durch den Innendruck hervorgerufene Biegemoment, das mit abnehmendem Seitenverhaltis größer wird.

### b) MTOW

**Tabelle 7.5** MTOW (Gruppe 1)

MTOW über Seitenverhältnis		
Typ	MTOW	Seitenverhältnis
18LD3a	506357 kg	0,808
18LD3i	509775 kg	0,829
18LD3f	511068 kg	0,838
18LD3h	511823 kg	0,844
18LD3g	512599 kg	0,848
18LD3b	514151 kg	0,858
18LD3c	516579 kg	0,879
18LD3d	520247 kg	0,911
18LD3e	525286 kg	0,972
18LD3i	543438 kg	1,000
18M1h	614581 kg	0,646
18M1g	613253 kg	0,681
18M1f	611564 kg	0,720
18M1e	617166 kg	0,765
18M1d	623081 kg	0,815
18M1c	627997 kg	0,875
18M1a	630487 kg	0,947
18M1a	634863 kg	1,000



**Bild 7.8:** MTOW über das Seitenverhältnis (Gruppe 1)

Das MTOW faßt alle Teilmassen zu einem Wert zusammen. Es zeigt in diesem Fall auch, ob ein Rumpfquerschnitt eine gute Kombination aller Teilaspekte darstellt, indem ein möglichst geringes MTOW erreicht wird.

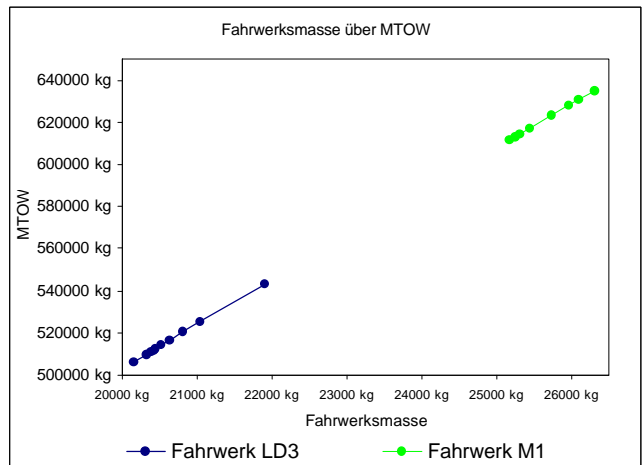
Der Verlauf des MTOW der M1- Variante weist bei einem Seitenverhältnis von etwa 0,72 ein Minimum auf. Dies stellt für die gewählte Nutzlast (850 Passagiere und M1 Container) eine gute Lösung dar, bezogen auf ein niedriges Strukturgewicht.

Bei der LD3- Version ist dieses Minimum nicht erreicht worden. Doch auch hier ist es vorteilhaft, einen Querschnitt mit einem niedrigem Seitenverhältnis zu wählen.

**c) Fahrwerk und Leitwerk**

**Tabelle 7.6** Fahrwerk und Leitwerk (Gruppe 1)

Fahrwerks- und Leitwerksmasse über Seitenverhältnis				
Typ	MTOW	Fahrwerk	Leitwerk	Seitenverhältnis
18LD3a	506357 kg	20161 kg	10898 kg	0,808
18LD3i	509775 kg	20320 kg	10876 kg	0,829
18LD3f	511068 kg	20380 kg	10867 kg	0,838
18LD3h	511823 kg	20415 kg	10861 kg	0,844
18LD3g	512599 kg	20451 kg	10857 kg	0,848
18LD3b	514151 kg	20524 kg	10848 kg	0,858
18LD3c	516579 kg	20637 kg	10829 kg	0,879
18LD3d	520247 kg	20808 kg	10800 kg	0,911
18LD3e	525286 kg	21044 kg	10749 kg	0,972
18LD3i	543438 kg	21899 kg	10691 kg	1,000
18M1h	614581 kg	25315 kg	10642 kg	0,646
18M1g	613253 kg	25250 kg	10602 kg	0,681
18M1f	611564 kg	25168 kg	10561 kg	0,720
18M1e	617166 kg	25441 kg	10519 kg	0,765
18M1d	623081 kg	25730 kg	10475 kg	0,815
18M1c	627997 kg	25970 kg	10429 kg	0,875
18M1a	630487 kg	26092 kg	10382 kg	0,947
18M1a	634863 kg	26307 kg	10353 kg	1,000



**Bild 7.9:** Fahrwerksmasse über Seitenverhältnis (Gruppe 1)

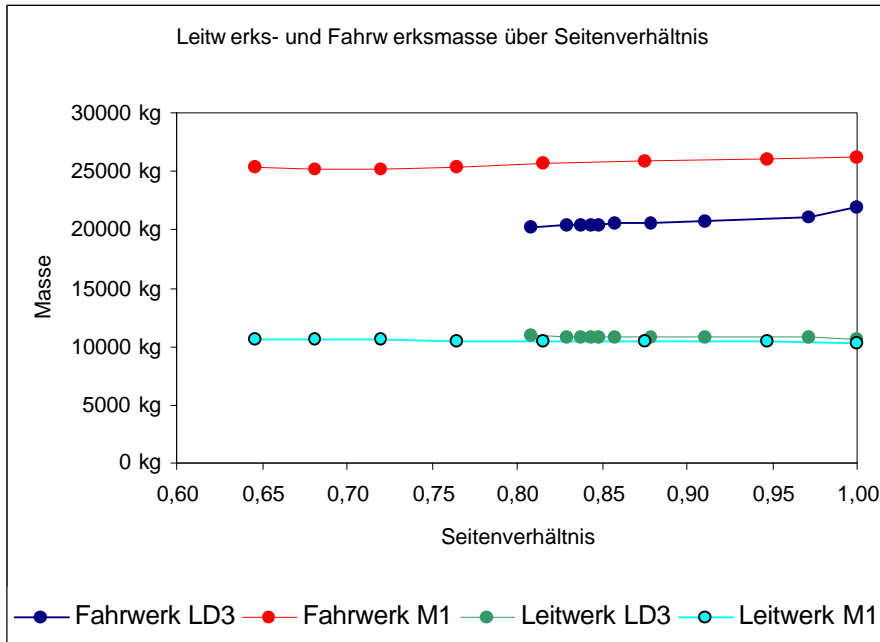


Bild 7.12: Leitwerks- und Fahrwerksmasse (Gruppe 1)



Bild 7.10: Hauptfahrwerk einer B747



Bild 7.11: Leitwerk einer B747

Die Schwankungen, die sich für Fahrwerks- und Leitwerksmasse ergeben, haben nur eine schwach ausgeprägte Abhängigkeit vom Seitenverhältnis.

Beim Fahrwerk macht dies eine Differenz von 1738kg für die LD3- Variante und 992kg für die M1- Version aus. Beim Leitwerk sind die Schwankungen mit 207kg für die LD3- Version und 289kg für die M1- Variante deutlich geringer als beim Fahrwerk. Dies ist verständlich aufgrund der nur geringen Längenänderung (Änderung des Hebelarms) des Rumpfes.

### 7.2.3 Widerstand des Rumpfes

Tabelle 7.7 Luftwiderstand (Gruppe 1)

Aerodynamik cd über Seitenverhältnis				
Typ	cd Rumpf	cd gesamt	Oberfläche	Seitenverhältnis
18LD3a	34,91 d.c.	141,29 d.c.	1423 m <sup>2</sup>	0,808
18LD3i	35,19 d.c.	141,78 d.c.	1434 m <sup>2</sup>	0,829
18LD3f	35,31 d.c.	141,98 d.c.	1439 m <sup>2</sup>	0,838
18LD3h	35,38 d.c.	142,11 d.c.	1442 m <sup>2</sup>	0,844
18LD3g	35,43 d.c.	142,19 d.c.	1444 m <sup>2</sup>	0,848
18LD3b	35,55 d.c.	142,40 d.c.	1448 m <sup>2</sup>	0,858
18LD3c	35,80 d.c.	142,83 d.c.	1458 m <sup>2</sup>	0,879
18LD3d	36,18 d.c.	143,48 d.c.	1473 m <sup>2</sup>	0,911
18LD3e	36,84 d.c.	144,62 d.c.	1500 m <sup>2</sup>	0,972
18LD3i	37,62 d.c.	145,95 d.c.	1530 m <sup>2</sup>	1,000
18M1h	38,29 d.c.	147,10 d.c.	1557 m <sup>2</sup>	0,646
18M1g	38,83 d.c.	148,03 d.c.	1578 m <sup>2</sup>	0,681
18M1f	39,39 d.c.	149,01 d.c.	1601 m <sup>2</sup>	0,720
18M1e	39,98 d.c.	150,02 d.c.	1624 m <sup>2</sup>	0,765
18M1d	40,60 d.c.	151,07 d.c.	1649 m <sup>2</sup>	0,815
18M1c	41,24 d.c.	152,18 d.c.	1674 m <sup>2</sup>	0,875
18M1a	41,92 d.c.	153,33 d.c.	1701 m <sup>2</sup>	0,947
18M1a	42,34 d.c.	154,06 d.c.	1718 m <sup>2</sup>	1,000

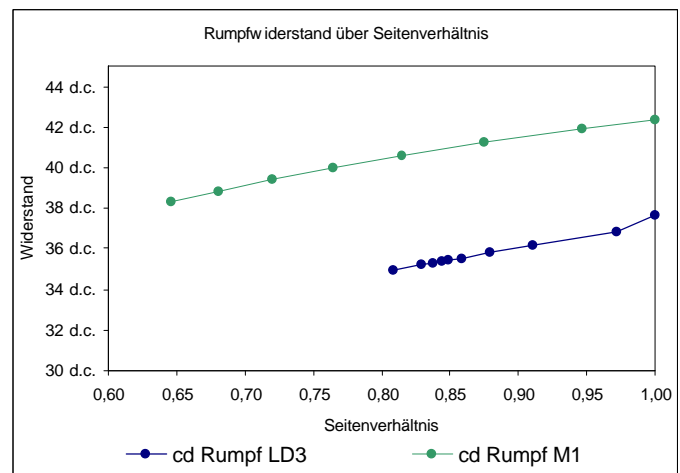
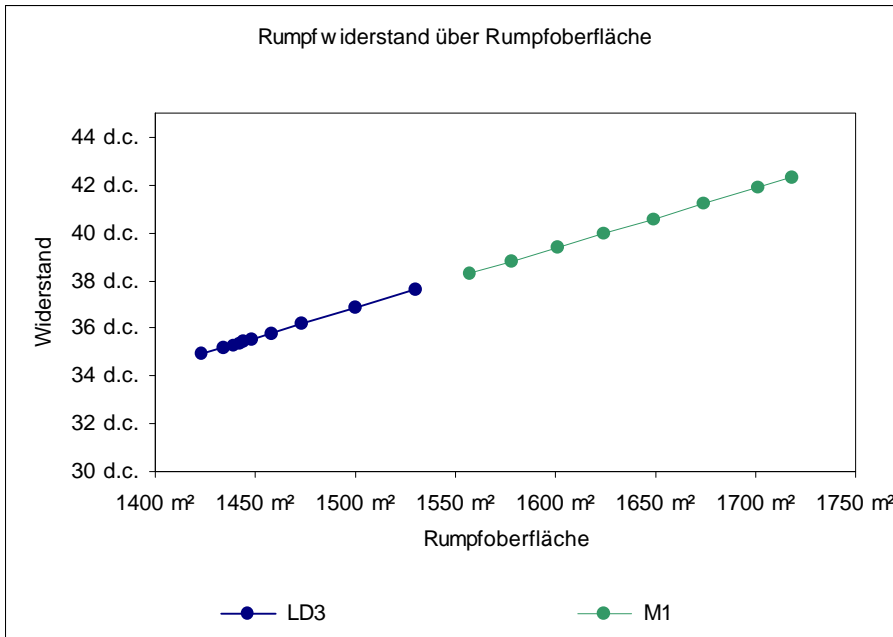


Bild 7.13: Widerstand über Seitenverhältnis (Gruppe 1)





Hier zeigt sich, daß der Widerstand des Rumpfes nahezu linear von der Rumpfoberfläche abhängt.

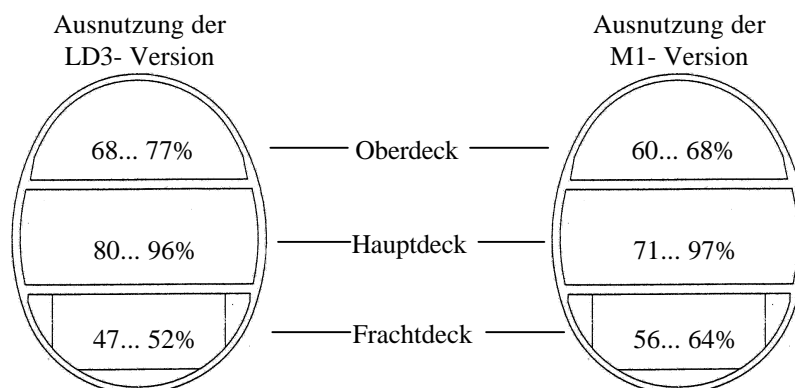
Die Folge davon ist ein verringerter Widerstand für Entwürfe mit einem hohem Seitenverhältnis und einer geringen benetzten Oberfläche.

**Bild 7.14:** Widerstand über Rumpfoberfläche (Gruppe 1)

### 7.2.4 Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche

**Tabelle 7.8** Ausnutzungsgrade für die einzelnen Teilflächen des Querschnittes (Gruppe 1)

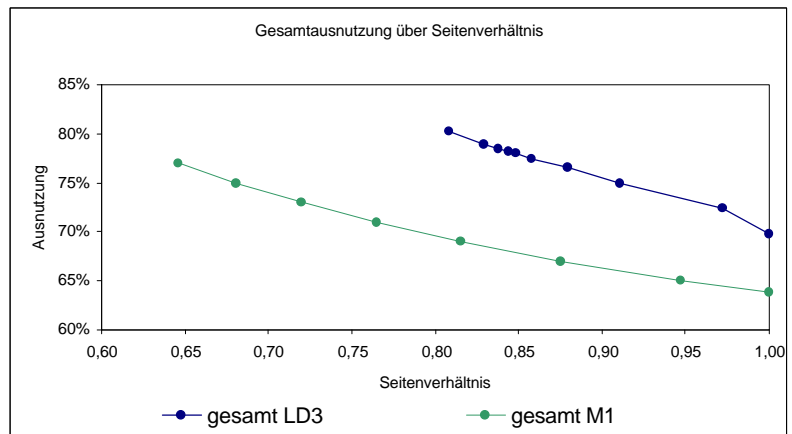
Typ	Seitenverhältnis	Upper Deck			Main Deck			Lower Deck			Gesamt	
		benötigt	vorhanden	Index	benötigt	vorhanden	Index	benötigt	vorhanden	Index	vorhanden	Index
18LD3a	0,808	12,3 m²	15,9 m²	77%	15,9 m²	16,6 m²	96%	6,3 m²	12,1 m²	52%	44,7 m²	80%
18LD3b	0,858	12,3 m²	16,4 m²	75%	15,9 m²	17,4 m²	91%	6,3 m²	12,4 m²	51%	46,2 m²	78%
18LD3c	0,879	12,3 m²	16,6 m²	74%	15,9 m²	17,8 m²	89%	6,3 m²	12,5 m²	50%	46,8 m²	77%
18LD3d	0,911	12,3 m²	16,9 m²	73%	15,9 m²	18,3 m²	87%	6,3 m²	12,6 m²	50%	47,8 m²	75%
18LD3e	0,972	12,3 m²	17,3 m²	71%	15,9 m²	19,2 m²	83%	6,3 m²	12,9 m²	49%	49,4 m²	73%
18LD3f	0,838	12,3 m²	16,2 m²	76%	15,9 m²	17,1 m²	93%	6,3 m²	12,2 m²	52%	45,6 m²	79%
18LD3g	0,848	12,3 m²	16,3 m²	75%	15,9 m²	17,3 m²	92%	6,3 m²	12,3 m²	51%	45,9 m²	78%
18LD3h	0,844	12,3 m²	16,3 m²	75%	15,9 m²	17,2 m²	92%	6,3 m²	12,3 m²	51%	45,8 m²	78%
18LD3i	0,829	12,3 m²	16,2 m²	76%	15,9 m²	17,0 m²	94%	6,3 m²	12,2 m²	52%	45,3 m²	79%
18LD3i	1,000	12,3 m²	18,1 m²	68%	15,9 m²	19,8 m²	80%	6,3 m²	13,5 m²	47%	51,4 m²	70%
18M1a	0,947	12,3 m²	20,3 m²	61%	15,9 m²	21,5 m²	74%	11,9 m²	21,1 m²	56%	62,9 m²	65%
18M1a	1,000	12,3 m²	20,5 m²	60%	15,9 m²	22,3 m²	71%	11,9 m²	21,3 m²	56%	64,1 m²	64%
18M1c	0,875	12,3 m²	19,9 m²	62%	15,9 m²	20,4 m²	78%	11,9 m²	20,7 m²	57%	61,0 m²	67%
18M1d	0,815	12,3 m²	19,5 m²	63%	15,9 m²	19,4 m²	82%	11,9 m²	20,3 m²	59%	59,2 m²	69%
18M1e	0,765	12,3 m²	19,2 m²	64%	15,9 m²	18,5 m²	86%	11,9 m²	19,9 m²	60%	57,6 m²	71%
18M1f	0,720	12,3 m²	18,8 m²	65%	15,9 m²	17,7 m²	90%	11,9 m²	19,5 m²	61%	56,0 m²	73%
18M1g	0,681	12,3 m²	18,4 m²	67%	15,9 m²	17,0 m²	94%	11,9 m²	19,1 m²	62%	54,5 m²	75%
18M1h	0,646	12,3 m²	18,0 m²	68%	15,9 m²	16,4 m²	97%	11,9 m²	18,7 m²	64%	53,1 m²	77%



**Bild 7.15:** Ausnutzung der einzelnen Decks (Gruppe 1)

Bei der Gesamtausnutzung der vorhandenen Querschnittsfläche zeigt sich, daß die LD3-Variante insgesamt von Vorteil ist.

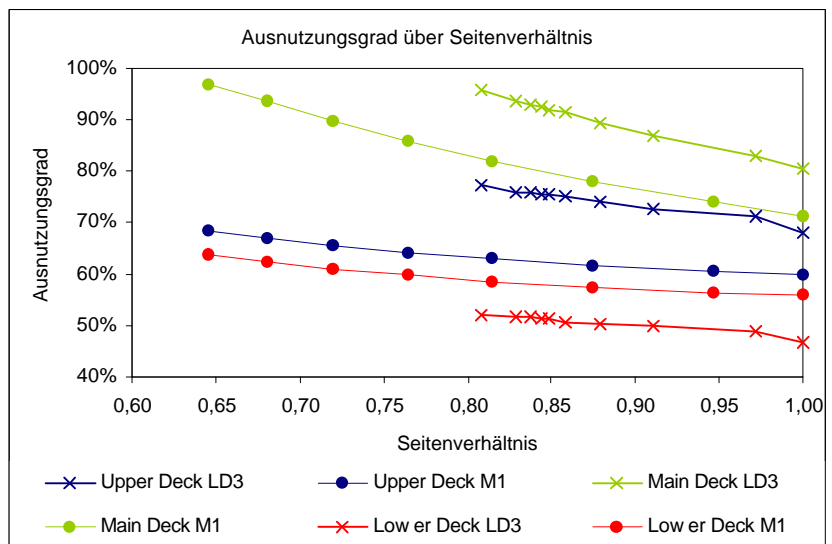
Allgemein verbessert sich der Ausnutzungsgrad, wenn das Seitenverhältnis geringer wird. Die schlechteste Ausnutzung hat jeweils der Kreisquerschnitt bei einem Seitenverhältnis von 1.



**Bild 7.16:** Gesamtausnutzung der Querschnittsfläche (Gruppe 1)

Wird der Ausnutzungsgrad für die Decks einzeln betrachtet, so fällt auf, daß die M1-Variante nur im Frachtraum einen besseren Ausnutzungsgrad als die LD3-Version aufweisen kann. In allen anderen Bereichen ist sonst die LD3 Variante im Vorteil.

Die höchsten Ausnutzungsgrade erreicht immer das Hauptdeck. Die Werte dort reichen bis zu einer Ausnut-



**Bild 7.17:** Differenzierter Ausnutzungsgrad (Gruppe 1)

zung von 97%. Auf dem Oberdeck können von der LD3-Variante noch Werte bis 77% erreicht werden. Auf dem Frachtdeck werden nur noch Werte bis 64% bei der M1-Version erlangt. Dort wird also, nach dieser Sichtweise, am meisten nicht nutzbares Volumen transportiert.

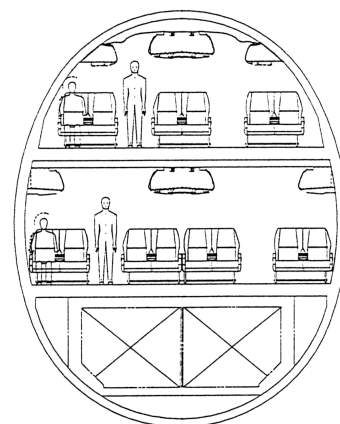
Es bleibt allerdings in dieser Berechnung unberücksichtigt, daß von den einzubauenden Flugzeugsystemen ein Teil des Frachtraumes gebraucht wird. Die wirklich verfügbare Fläche verringert sich dort also etwas und der Ausnutzungsgrad wird ein wenig besser.

### 7.3 Gruppe 2, 14 abreast Sitzanordnung

In dieser Gruppe sind folgende Rumpfquerschnitte berechnet worden:

**Tabelle 7.9** Rumpfquerschnitte (Gruppe 2)

Betrachtete Rumpfquerschnitte				
Typ	Breite	Höhe	Seitenverhältnis	Container
14a	7,42 m	8,17 m	0,908	LD3
14b	6,95 m	8,33 m	0,834	LD3
14c	6,55 m	8,46 m	0,774	LD3
14d	6,19 m	8,58 m	0,721	LD3
14e	5,88 m	8,69 m	0,676	LD3
14f	5,59 m	8,78 m	0,636	LD3
14f	7,99 m	7,99 m	1,000	LD3



**Bild 7.18:** 14 abreast Sitzanordnung

In dieser kleinsten (Querschnitts-) Gruppe kommen auf dem Frachtdeck nur LD3 Container in Frage, da der M1- Container aufgrund seiner Größe die Kontur zu nachteilig verändert. Weiter ist diese 14 abreast Sitzanordnung für eine Passagierzahl von 850 nicht geeignet, da sich Rumpflängen von über 80m ergeben. Der Vollständigkeit halber wird diese Konzeption trotz der "Überlänge" berücksichtigt. Für geringere Passagierzahlen (z.B. für die Größe der A3XX-50 mit 608 Passagieren) kann diese Konfiguration durchaus interessant sein.

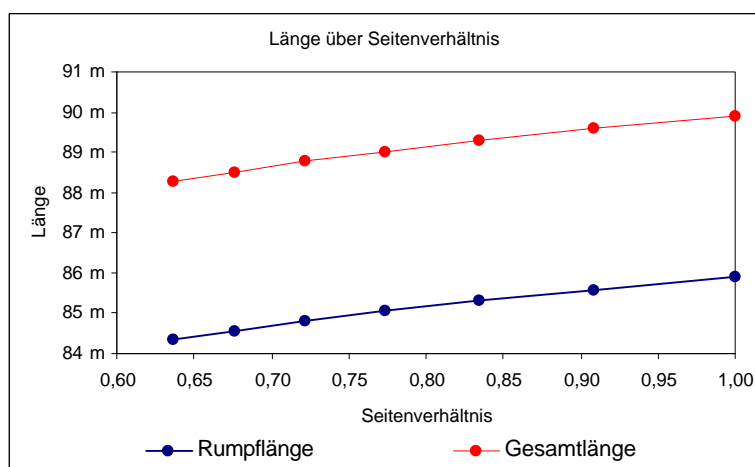
#### 7.3.1 Rumpflänge, -oberfläche und Querschnittsfläche

##### a) Rumpflänge

**Tabelle 7.10** Rumpflängen (Gruppe 2)

Rumpflänge über Seitenverhältnis			
Typ	Rumpflänge	Gesamtlänge	Seitenverhältnis
14a	85,6 m	89,6 m	0,908
14b	85,3 m	89,3 m	0,834
14c	85,0 m	89,0 m	0,774
14d	84,8 m	88,8 m	0,721
14e	84,6 m	88,5 m	0,676
14f	84,3 m	88,3 m	0,636
14f	85,9 m	89,9 m	1,000

Ähnlich wie bei Gruppe 1 ist hier nur eine schwache Abhängigkeit zwischen Seitenverhältnis und Rumpflänge vorhanden. Die Differenz bei der Rumpflänge beträgt je nach gewähltem Seitenverhältnis maximal 1,60m.

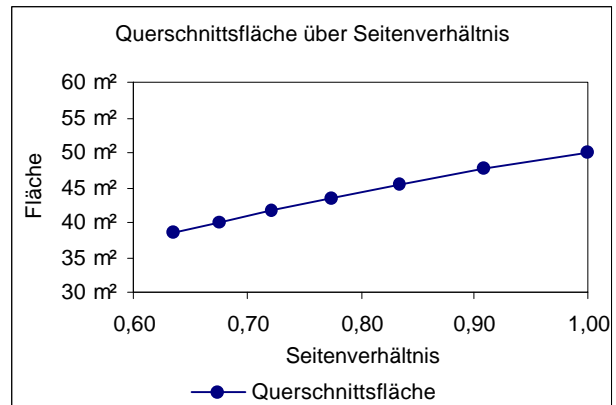


**Bild 7.19:** Rumpflängen über das Seitenverhältnis (Gruppe 2)

## b) Rumpfoberfläche und Querschnittsfläche

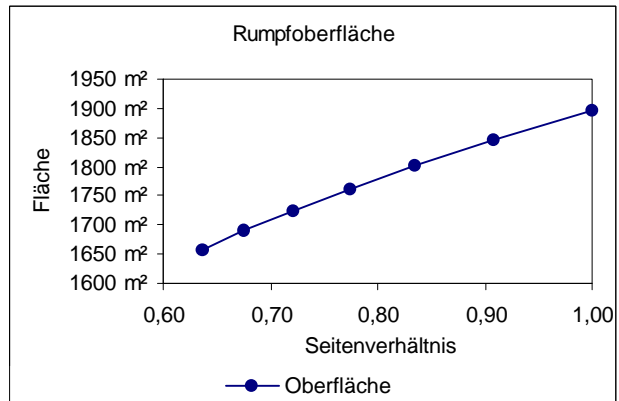
**Tabelle 7.11** Rumpfflächen (Gruppe 2)

Fläche über Seitenverhältnis			
Typ	Querschnittsfläche	Rumpfoberfläche	Seitenverhältnis
14a	47,6 m <sup>2</sup>	1846 m <sup>2</sup>	0,908
14b	45,5 m <sup>2</sup>	1803 m <sup>2</sup>	0,834
14c	43,5 m <sup>2</sup>	1763 m <sup>2</sup>	0,774
14d	41,8 m <sup>2</sup>	1725 m <sup>2</sup>	0,721
14e	40,1 m <sup>2</sup>	1690 m <sup>2</sup>	0,676
14f	38,6 m <sup>2</sup>	1656 m <sup>2</sup>	0,636
14f	50,1 m <sup>2</sup>	1895 m <sup>2</sup>	1,000



**Bild 7.20:** Querschnittsfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 2)

Die Größenänderungen der Flächen über das Seitenverhältnis sind bei dieser Gruppe 2 ausgeprägter als bei Gruppe 1. Der Unterschied bei der Rumpfoberfläche beträgt etwa 238m<sup>2</sup> zwischen der Kreiskontur und der Ellipse mit dem geringsten Seitenverhältnis. Bei der Querschnittsfläche beträgt der Unterschied 11,5m<sup>2</sup>.



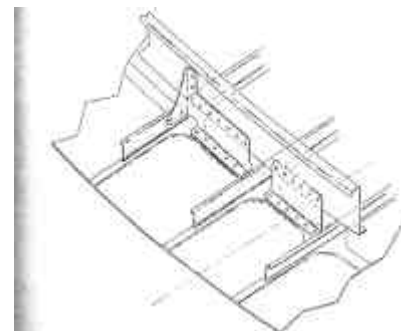
**Bild 7.21:** Rumpfoberfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 2)

## 7.3.2 Strukturmassen, Massen, Seitenleitwerk und Fahrwerk

### a) Massen von Spanten, Stringern, Behütung und des Oberdecks

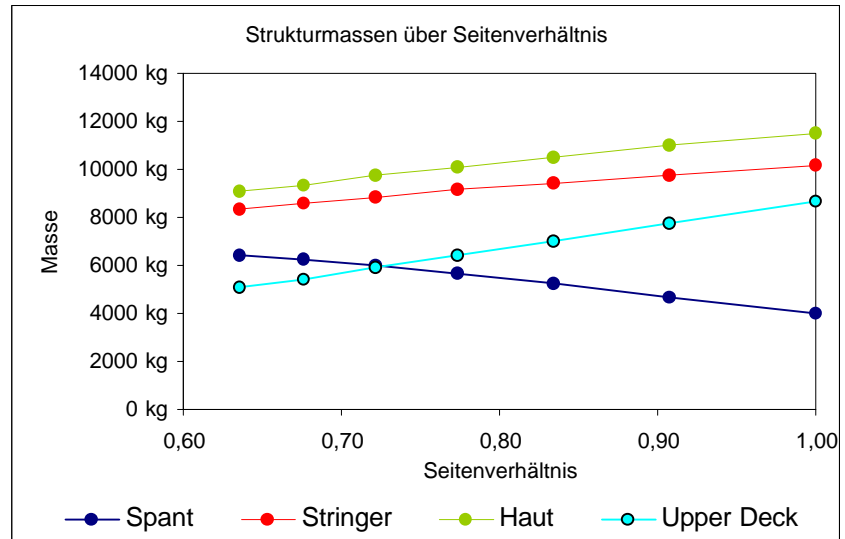
**Tabelle 7.12** Massen von Strukturkomponenten (Gruppe 2)

Strukturmassen über Seitenverhältnis					
Typ	Seitenverhältnis	Spant	Stringer	Haut	Upper Deck
14f	0,636	6412 kg	8339 kg	9070 kg	5069 kg
14e	0,676	6215 kg	8583 kg	9374 kg	5449 kg
14d	0,721	5963 kg	8845 kg	9709 kg	5888 kg
14c	0,774	5651 kg	9127 kg	10081 kg	6398 kg
14b	0,834	5233 kg	9431 kg	10497 kg	6998 kg
14a	0,908	4666 kg	9760 kg	10965 kg	7715 kg
14f	1,000	3980 kg	10135 kg	11529 kg	8630 kg



**Bild 7.22:** Haut, Stringer, Spant

Auch hier wird verdeutlicht, daß die Massen von Stringer, Oberdeck und Haut abnehmen, wenn das Seitenverhältnis geringer wird. Nur die Spantmasse hat eine dazu gegenläufige Tendenz.

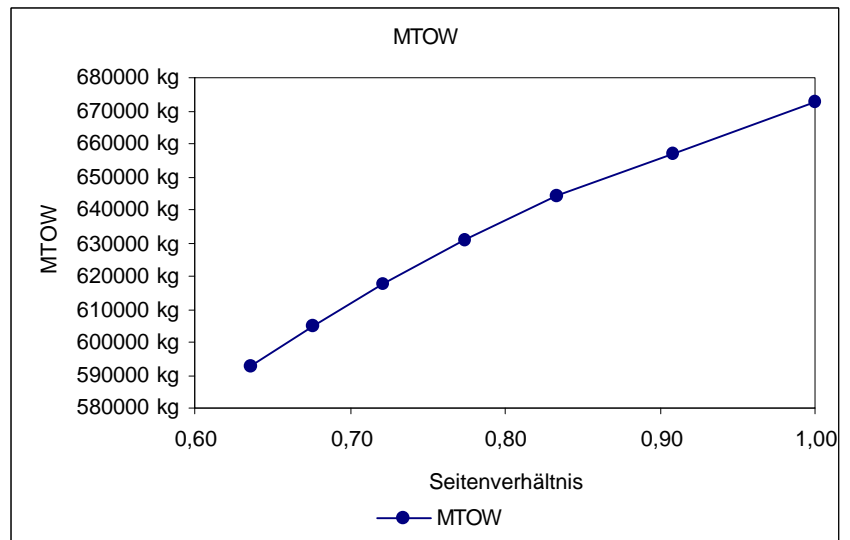


**Bild 7.23:** Strukturmassen über Seitenverhältnis (Gruppe 2)

## b) MTOW

**Tabelle 7.13** MTOW (Gruppe 2)

MTOW über Seitenverhältnis		
Typ	Seitenverhältnis	MTOW
14f	0,636	592729 kg
14e	0,676	604911 kg
14d	0,721	617546 kg
14c	0,774	630840 kg
14b	0,834	644129 kg
14a	0,908	656989 kg
14f	1,000	672443 kg



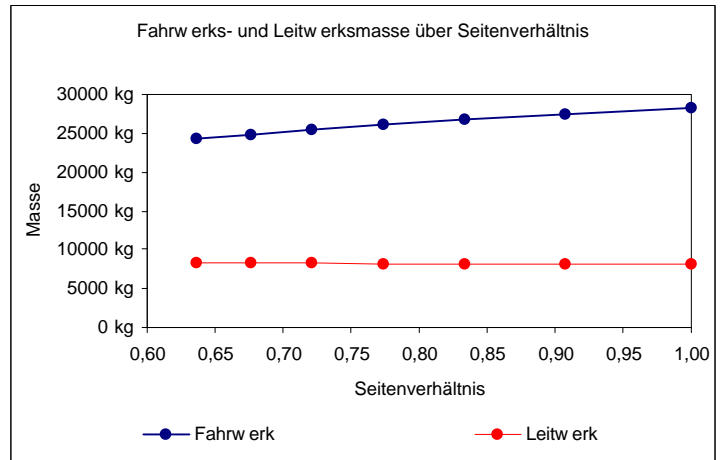
**Bild 7.24:** MTOW über das Seitenverhältnis (Gruppe 2)

Das MTOW hat hier über das abnehmende Seitenverhältnis eine deutlich fallende Tendenz. Ein Minimum ist aber nicht erreicht worden. Auch bei dieser 14 abreast Sitzanordnung ist es für eine geringe Abflugmasse vorteilhaft, eine Rumpfkontur mit einem geringen Seitenverhältnis zu wählen.

c) **Fahrwerk und Leitwerk**

**Tabelle 7.14** Fahrwerk, Leitwerk (Gruppe 2)

Massen über Seitenverhältnis				
Typ	Seitenverhältnis	MTOW	Leitwerk	Fahrwerk
14f	0,636	592729 kg	8300 kg	24255 kg
14e	0,676	604911 kg	8271 kg	24844 kg
14d	0,721	617546 kg	8241 kg	25459 kg
14c	0,774	630840 kg	8209 kg	26110 kg
14b	0,834	644129 kg	8174 kg	26763 kg
14a	0,908	656989 kg	8138 kg	27399 kg
14f	1,000	672443 kg	8098 kg	28167 kg



**Bild 7.25:** Fahrwerks- und Leitwerksmasse (Gruppe 2)

Die Gewichtsunterschiede betragen für das Leitwerke nur etwa 200kg. dies hängt von der geringen Änderung des Hebelarmes ab. Beim Fahrwerk sind die Unterschiede deutlich größer und betragen 3912kg zwischen dem Kreisquerschnitt und der Ellipse mit dem geringsten Seitenverhältnis.

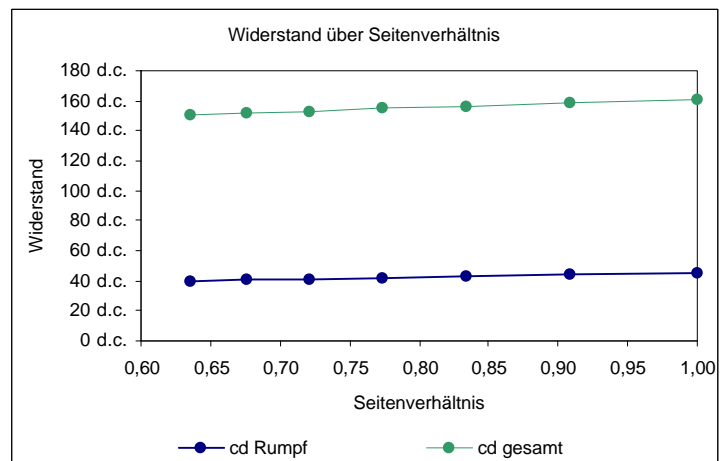
**7.3.3 Widerstand des Rumpfes**

**Tabelle 7.15** Luftwiderstand (Gruppe 2)

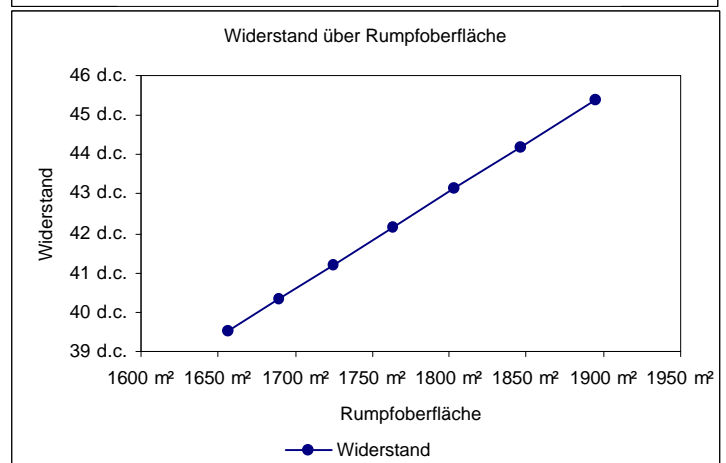
Aerodynamik cd über Seitenverhältnis				
Typ	cd Rumpf	cd gesamt	Oberfläche	Seitenverhältnis
14f	39,5 d.c.	150,5 d.c.	1657 m <sup>2</sup>	0,636
14e	40,3 d.c.	151,9 d.c.	1690 m <sup>2</sup>	0,676
14d	41,2 d.c.	153,4 d.c.	1725 m <sup>2</sup>	0,721
14c	42,1 d.c.	155,0 d.c.	1763 m <sup>2</sup>	0,774
14b	43,1 d.c.	156,6 d.c.	1803 m <sup>2</sup>	0,834
14a	44,2 d.c.	158,5 d.c.	1847 m <sup>2</sup>	0,908
14f	45,4 d.c.	160,5 d.c.	1895 m <sup>2</sup>	1,000

Der Widerstand des Rumpfes hängt linear von der Rumpfoberfläche ab.

Die Folge ist auch hier ein verringerter Widerstand für Entwürfe mit einem hohen Seitenverhältnis und einer geringen benetzten Rumpfoberfläche.



**Bild 7.26:** Widerstand über Seitenverhältnis (Gruppe 2)

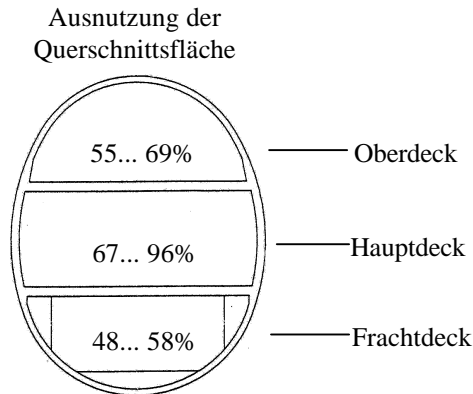


**Bild 7.27:** Widerstand über Rumpfoberfläche (Gruppe 2)

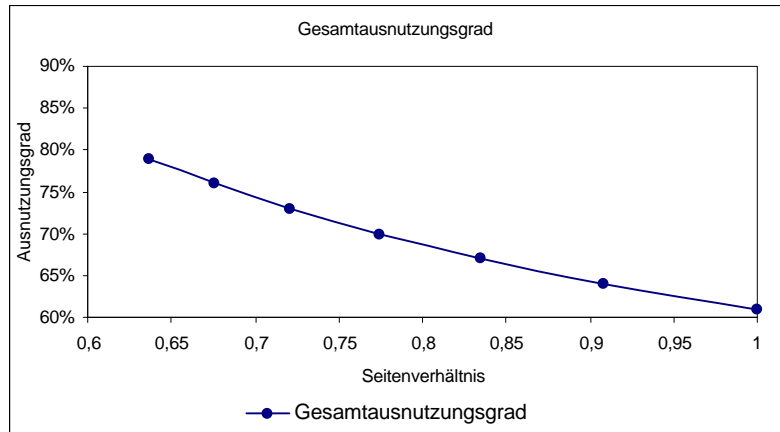
### 7.3.4 Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche

**Tabelle 7.16** Ausnutzungsgrade für die einzelnen Teilflächen des Querschnittes (Gruppe 2)

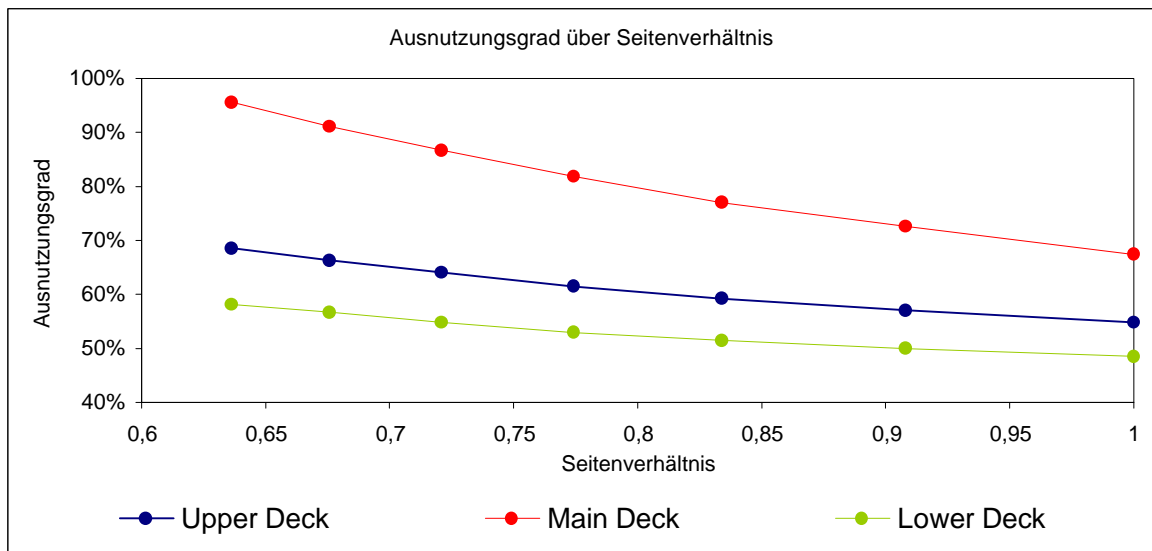
Typ	Seitenverhältnis	Upper Deck			Main Deck			Lower Deck			Gesamt	
		benötigt	vorhanden	Index	benötigt	vorhanden	Index	benötigt	vorhanden	Index	vorhanden	Index
14a	0,908	9,6 m <sup>2</sup>	16,8 m <sup>2</sup>	57%	13,2 m <sup>2</sup>	18,2 m <sup>2</sup>	73%	6,3 m <sup>2</sup>	12,6 m <sup>2</sup>	50%	47,6 m <sup>2</sup>	64%
14b	0,834	9,6 m <sup>2</sup>	16,2 m <sup>2</sup>	59%	13,2 m <sup>2</sup>	17,1 m <sup>2</sup>	77%	6,3 m <sup>2</sup>	12,2 m <sup>2</sup>	52%	45,5 m <sup>2</sup>	67%
14c	0,774	9,6 m <sup>2</sup>	15,6 m <sup>2</sup>	62%	13,2 m <sup>2</sup>	16,1 m <sup>2</sup>	82%	6,3 m <sup>2</sup>	11,9 m <sup>2</sup>	53%	43,5 m <sup>2</sup>	70%
14d	0,721	9,6 m <sup>2</sup>	15,0 m <sup>2</sup>	64%	13,2 m <sup>2</sup>	15,2 m <sup>2</sup>	87%	6,3 m <sup>2</sup>	11,5 m <sup>2</sup>	55%	41,8 m <sup>2</sup>	73%
14e	0,676	9,6 m <sup>2</sup>	14,5 m <sup>2</sup>	66%	13,2 m <sup>2</sup>	14,5 m <sup>2</sup>	91%	6,3 m <sup>2</sup>	11,1 m <sup>2</sup>	57%	40,1 m <sup>2</sup>	76%
14f	0,636	9,6 m <sup>2</sup>	14,0 m <sup>2</sup>	69%	13,2 m <sup>2</sup>	13,8 m <sup>2</sup>	96%	6,3 m <sup>2</sup>	10,8 m <sup>2</sup>	58%	38,6 m <sup>2</sup>	79%
14f	1,000	9,6 m <sup>2</sup>	17,5 m <sup>2</sup>	55%	13,2 m <sup>2</sup>	19,6 m <sup>2</sup>	67%	6,3 m <sup>2</sup>	13,0 m <sup>2</sup>	48%	50,1 m <sup>2</sup>	61%



**Bild 7.28:** Ausnutzung der einzelnen Decks (Gruppe 2)



**Bild 7.29:** Gesamtausnutzung der Querschnittsfläche (Gruppe 2)



**Bild 7.30:** Differenzierter Ausnutzungsgrad (Gruppe 2)

Bei der Ausnutzung der vorhandenen Querschnittsfläche ergibt sich ein ähnlicher Verlauf wie bei Gruppe 1. Allgemein wird der Gesamtausnutzungsgrad besser, wenn das Seitenverhältnis geringer wird.

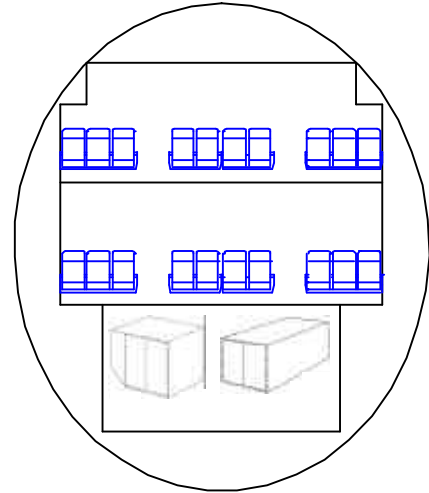
Für die einzelnen Decks bedeutet dies hier, daß das Frachtdeck mit maximal 58% nur schlecht ausgenutzt werden kann. Die besten Werte werden wieder auf dem Hauptdeck mit bis zu 96% erreicht. Das Oberdeck hat eine Ausnutzung von maximal 69%.

## 7.4 Gruppe 3, 20 abreast Sitzanordnung

In dieser Gruppe sind folgende Rumpfquerschnitte berechnet worden:

**Tabelle 7.17** Rumpfquerschnitt (Gruppe 3)

Betrachtete Rumpfquerschnitte				
Typ	Breite	Höhe	Seitenverhältnis	Container
20LD3a	8,41 m	8,83 m	0,952	LD3
20LD3b	8,18 m	8,94 m	0,914	LD3
20LD3c	7,97 m	9,05 m	0,880	LD3
20LD3d	7,77 m	9,14 m	0,850	LD3
20LD3e	7,58 m	9,24 m	0,820	LD3
20LD3f	7,44 m	9,30 m	0,800	LD3
20LD3f	8,69 m	8,69 m	1,000	LD3
20M1a	8,67 m	9,54 m	0,908	M1
20M1b	8,04 m	9,85 m	0,816	M1
20M1c	7,51 m	10,11 m	0,742	M1
20M1d	7,06 m	10,33 m	0,683	M1
20M1e	6,43 m	10,90 m	0,589	M1
20M1f	7,76 m	9,99 m	0,776	M1
20M1g	8,34 m	9,71 m	0,858	M1
20M1h	8,23 m	9,76 m	0,843	M1
20M1h	9,26 m	9,26 m	1,000	M1



**Bild 7.31:** 20 abreast Sitzanordnung

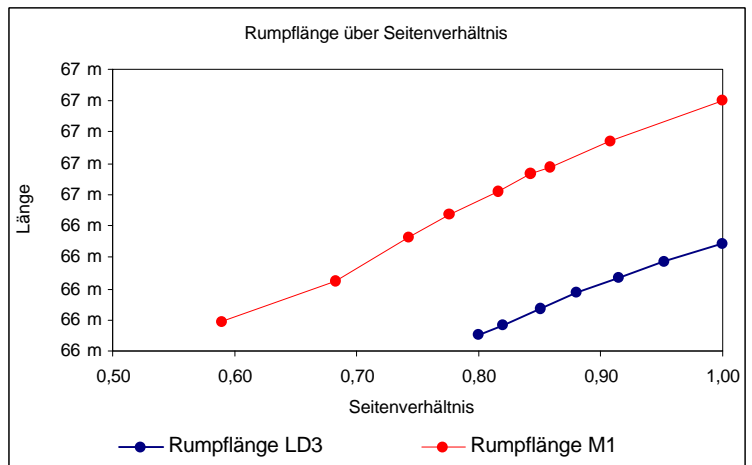
Bei den Querschnitten dieser Gruppe werden auf dem Frachtdeck die Containertypen M1 und LD3 verwendet. Aus Gründen der Übersichtlichkeit ist es z.T. auch hier nötig die LD3- Varianten getrennt von den M1- Versionen darzustellen.

### 7.4.1 Rumpflänge, -oberfläche und Querschnittsfläche

#### a) Rumpflänge

**Tabelle 7.18** Rumpflängen (Gruppe 3)

Rumpflänge über Seitenverhältnis			
Typ	Rumpflänge	Gesamtlänge	Seitenverh.
20LD3a	66,17 m	70,00 m	0,952
20LD3b	66,07 m	69,90 m	0,914
20LD3c	65,97 m	69,80 m	0,880
20LD3d	65,87 m	69,70 m	0,850
20LD3e	65,77 m	69,60 m	0,820
20LD3f	65,70 m	69,50 m	0,800
20LD3f	66,29 m	70,10 m	1,000
20M1a	66,94 m	70,80 m	0,908
20M1b	66,62 m	70,50 m	0,816
20M1c	66,33 m	70,20 m	0,742
20M1d	66,05 m	69,90 m	0,683
20M1e	65,79 m	69,60 m	0,589
20M1f	66,47 m	70,30 m	0,776
20M1g	66,78 m	70,60 m	0,858
20M1h	66,73 m	70,60 m	0,843
20M1h	67,20 m	71,00 m	1,000



**Bild 7.32:** Rumpflänge über das Seitenverhältnis (Gruppe 3)



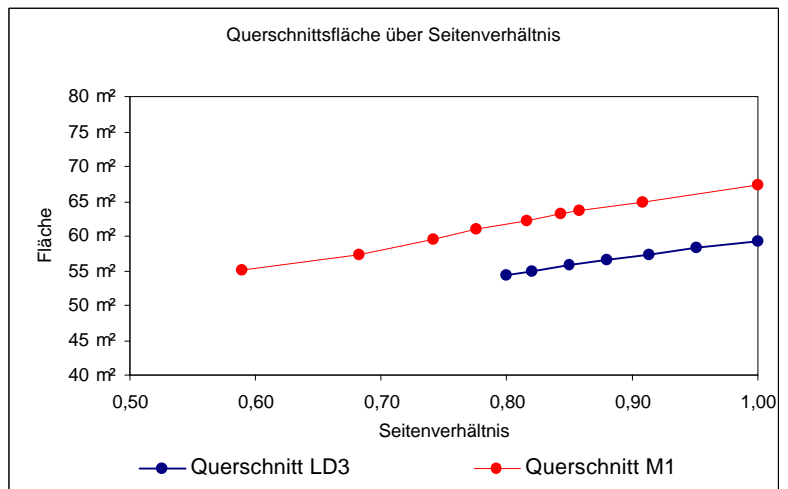
Die Längenänderungen in dieser Gruppe sind ähnlich groß wie bei den anderen Gruppen. Das Maximum beträgt hier 1,40m bei der Rumpflänge der M1- Variante und 0,60m für die LD3- Version.

Werden statt der LD3- Container die größeren M1- Container verwendet, so ist die Längenzunahme mit 0,90m sehr gering.

**b) Rumpfoberfläche und Querschnittsfläche**

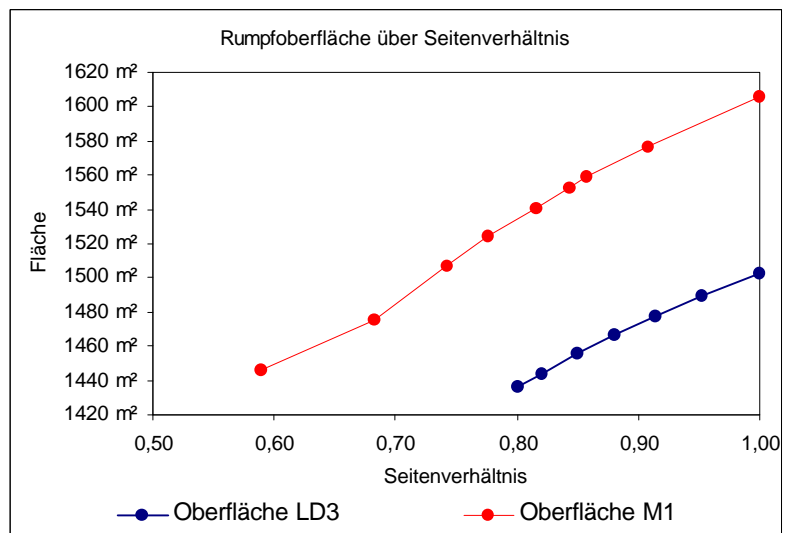
**Tabelle 7.19** Rumpfflächen (Gruppe 3)

Typ	Fläche über Seitenverhältnis		
	Querschnitt	Oberfläche	Seitenverhältnis
20LD3a	58,3 m <sup>2</sup>	1490 m <sup>2</sup>	0,952
20LD3b	57,4 m <sup>2</sup>	1478 m <sup>2</sup>	0,914
20LD3c	56,6 m <sup>2</sup>	1467 m <sup>2</sup>	0,880
20LD3d	55,8 m <sup>2</sup>	1455 m <sup>2</sup>	0,850
20LD3e	55,0 m <sup>2</sup>	1444 m <sup>2</sup>	0,820
20LD3f	54,3 m <sup>2</sup>	1436 m <sup>2</sup>	0,800
20LD3f	59,3 m <sup>2</sup>	1503 m <sup>2</sup>	1,000
20M1a	65,0 m <sup>2</sup>	1577 m <sup>2</sup>	0,908
20M1b	62,2 m <sup>2</sup>	1541 m <sup>2</sup>	0,816
20M1c	59,6 m <sup>2</sup>	1507 m <sup>2</sup>	0,742
20M1d	57,3 m <sup>2</sup>	1476 m <sup>2</sup>	0,683
20M1e	55,1 m <sup>2</sup>	1446 m <sup>2</sup>	0,589
20M1f	60,9 m <sup>2</sup>	1524 m <sup>2</sup>	0,776
20M1g	63,6 m <sup>2</sup>	1559 m <sup>2</sup>	0,858
20M1h	63,1 m <sup>2</sup>	1553 m <sup>2</sup>	0,843
20M1h	67,3 m <sup>2</sup>	1606 m <sup>2</sup>	1,000



**Bild 7.33:** Querschnittsfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 3)

Die Differenz bei der Größe der Rumpfoberfläche zwischen der Kreiskontur und der Ellipse beträgt 160m<sup>2</sup> bei der M1- Variante und 67m<sup>2</sup> für die LD3- Version. Bei der Querschnittsfläche beträgt der Unterschied 12,2 bzw. 5m<sup>2</sup> für die LD3- Version.



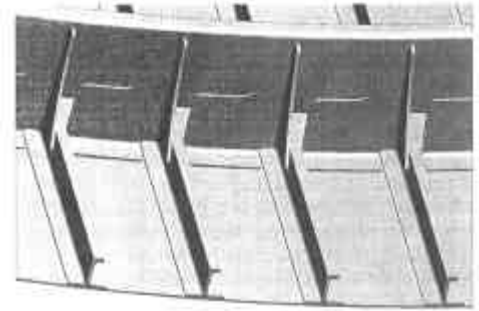
**Bild 7.34:** Rumpfoberfläche über Seitenverhältnis (Gruppe 3)

## 7.4.2 Strukturmassen, MTOW, Seitenleitwerk und Fahrwerk

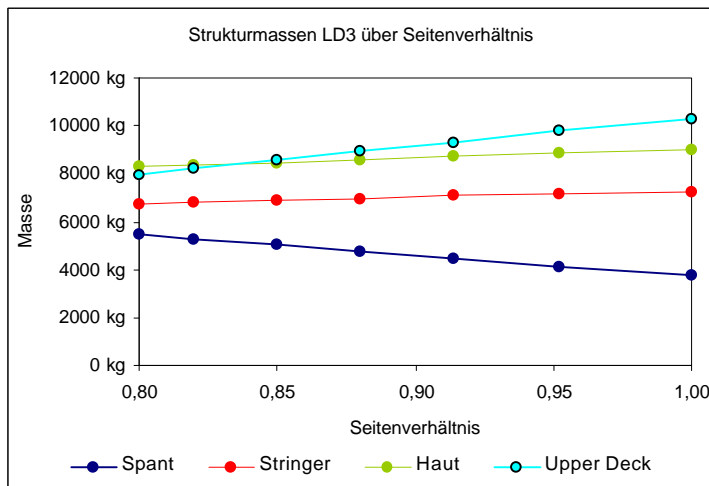
### a) Massen von Spanten, Stringern, Behütung und des Oberdecks

**Tabelle 7.20** Massen von Strukturkomponenten (Gruppe 3)

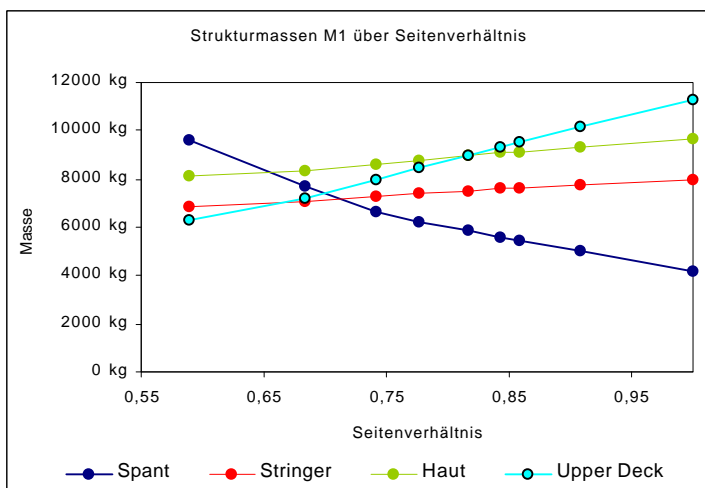
Massen von Strukturkomponenten					
Typ	Spant	Stringer	Haut	Upper Deck	Seitenverhältnis
20LD3a	4092 kg	7149 kg	8843 kg	9774 kg	0,952
20LD3b	4461 kg	7068 kg	8714 kg	9334 kg	0,914
20LD3c	4772 kg	6989 kg	8591 kg	8932 kg	0,880
20LD3d	5037 kg	6912 kg	8475 kg	8565 kg	0,850
20LD3e	5277 kg	6837 kg	8364 kg	8226 kg	0,820
20LD3f	5438 kg	6778 kg	8278 kg	7972 kg	0,800
20LD3f	3793 kg	7243 kg	8997 kg	10324 kg	1,000
20M1a	4985 kg	7764 kg	9328 kg	10142 kg	0,908
20M1b	5859 kg	7509 kg	8955 kg	8950 kg	0,816
20M1c	6639 kg	7273 kg	8628 kg	8005 kg	0,742
20M1d	7702 kg	7053 kg	8338 kg	7233 kg	0,683
20M1e	9587 kg	6849 kg	8145 kg	6252 kg	0,589
20M1f	6182 kg	7389 kg	8786 kg	8452 kg	0,776
20M1g	5465 kg	7634 kg	9135 kg	9509 kg	0,858
20M1h	5609 kg	7591 kg	9073 kg	9315 kg	0,843
20M1h	4181 kg	7973 kg	9658 kg	11303 kg	1,000



**Bild 7.35:** Haut, Stringer, Spant



**Bild 7.36:** Strukturmassen mit LD3-Containern (Gruppe 3)



**Bild 7.37:** Strukturmassen mit M1-Containern (Gruppe 3)

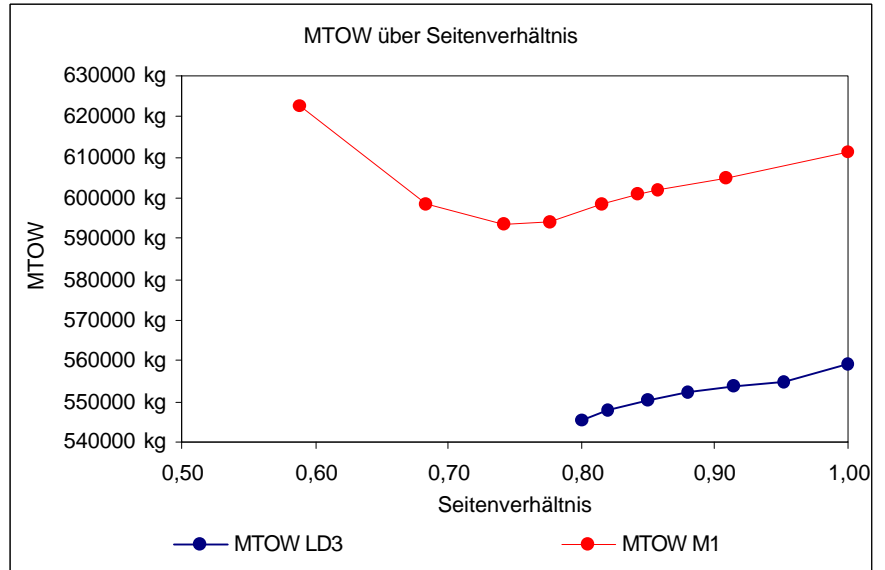
Wie auch bei den anderen Gruppen wird bei diesen Diagrammen deutlich, daß die Massen von Stringer, Behütung und Oberdeck mit abnehmendem Seitenverhältnis geringer werden.

Die Spantmasse steigt deutlich an. Das durch den Innendruck hervorgerufene Biegemoment, ist der Grund für diese Entwicklung. Mit abnehmendem Seitenverhältnis wird die Belastung größer.

## b) MTOW

**Tabelle 7.21** MTOW (Gruppe 3)

MTOW über Seitenverhältnis		
Typ	MTOW	Seitenverhältnis
20LD3a	554839 kg	0,952
20LD3b	553932 kg	0,914
20LD3c	552284 kg	0,880
20LD3d	550110 kg	0,850
20LD3e	547830 kg	0,820
20LD3f	545546 kg	0,800
20LD3f	559404 kg	1,000
20M1a	605115 kg	0,908
20M1b	598386 kg	0,816
20M1c	593569 kg	0,742
20M1d	598397 kg	0,683
20M1e	622825 kg	0,589
20M1f	593980 kg	0,776
20M1g	602149 kg	0,858
20M1h	601060 kg	0,843
20M1h	611089 kg	1,000



**Bild 7.38:** MTOW über das Seitenverhältnis (Gruppe 3)

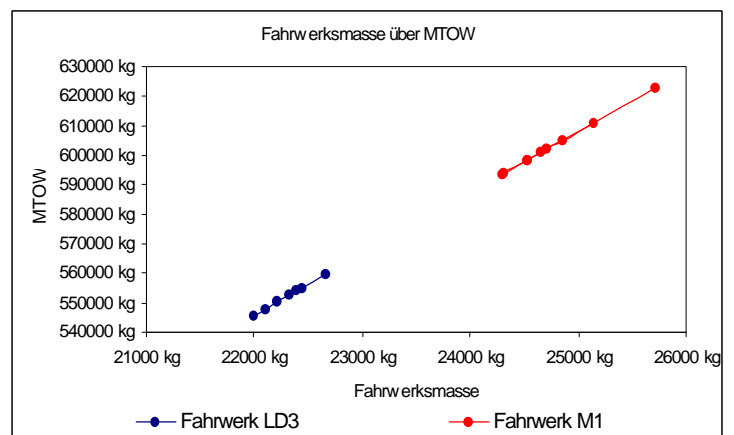
Der Verlauf des MTOW von dem M1- Querschnitt (über das Seitenverhältnis) weist bei einem Seitenverhältnis von 0,776 ein Minimum auf. Dies stellt für die gewählte Nutzlast (850 Passagiere und M1- Container) eine gute Lösung dar, wenn ein möglichst niedriges Strukturgewicht das Ziel ist.

Beim LD3- Querschnitt ist dieses Minimum nicht erreicht worden. Auch hier fällt das MTOW mit abnehmendem Seitenverhältnis ab.

## c) Fahrwerk und Leitwerk

**Tabelle 7.22** Fahrwerk und Leitwerk (Gruppe 3)

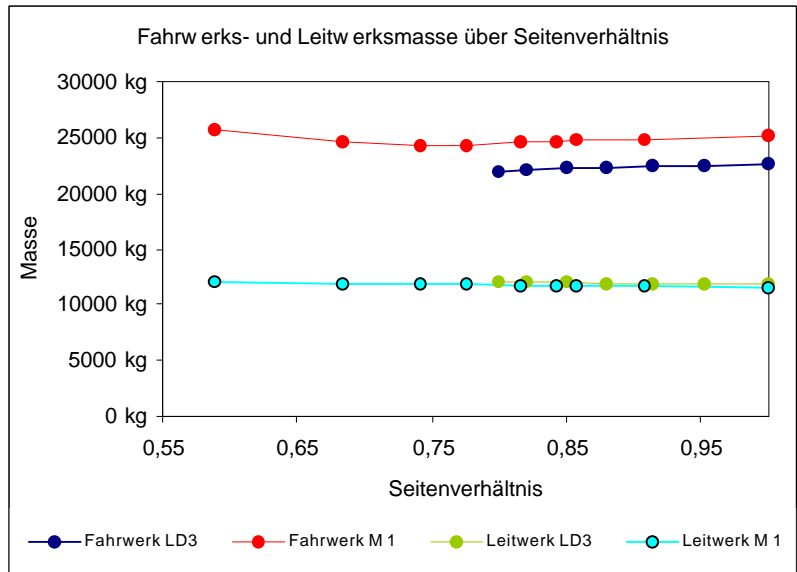
MTOW über Seitenverhältnis				
Typ	MTOW	Fahrwerk	Leitwerk	Seitenverhältnis
20LD3f	545546 kg	21999 kg	12009 kg	0,800
20LD3e	547830 kg	22107 kg	11987 kg	0,820
20LD3d	550110 kg	22215 kg	11958 kg	0,850
20LD3c	552284 kg	22318 kg	11929 kg	0,880
20LD3b	553932 kg	22396 kg	11899 kg	0,914
20LD3a	554839 kg	22439 kg	11869 kg	0,952
20LD3f	559404 kg	22657 kg	11834 kg	1,000
20M1e	622825 kg	25717 kg	11982 kg	0,589
20M1d	598397 kg	24529 kg	11904 kg	0,683
20M1c	593569 kg	24295 kg	11823 kg	0,742
20M1f	593980 kg	24315 kg	11782 kg	0,776
20M1b	598386 kg	24528 kg	11739 kg	0,816
20M1h	601060 kg	24658 kg	11709 kg	0,843
20M1g	602149 kg	24710 kg	11695 kg	0,858
20M1a	605115 kg	24854 kg	11650 kg	0,908
20M1h	611089 kg	25145 kg	11578 kg	1,000



**Bild 7.39** Fahrwerksmasse über das MTOW aufgetragen (Gruppe 3)

Das Gewicht von Leitwerk und Fahrwerk ändert sich nur wenig. Beim Fahrwerk der M1 Variante gibt es ein schwaches Minimum, was auf den Verlauf des MTOW über das Seitenverhältnis zurückzuführen ist.

Die Differenzen beim Fahrwerk betragen 1422kg bei der M1- Version und 658kg bei der LD3- Variante. Beim Leitwerk beträgt die Differenz etwa 400kg bzw. 175kg für die LD3- Version.

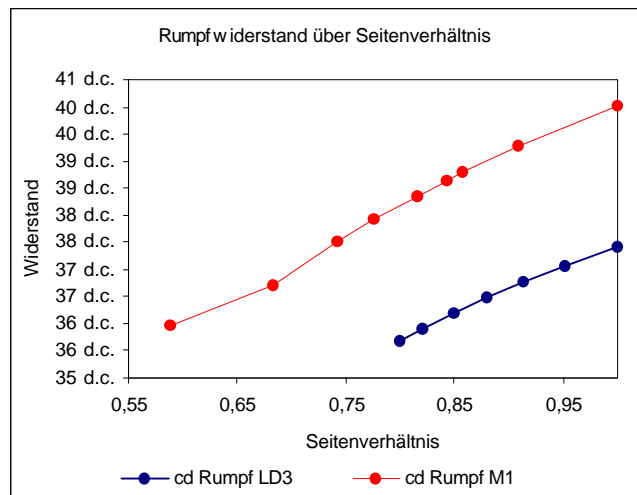


**Bild 7.40:** Leitwerks- und Fahrwerksmasse (Gruppe 3)

### 7.4.3 Widerstand des Rumpfes

**Tabelle 7.23** Luftwiderstand (Gruppe 3)

Aerodynamik cd über Seitenverhältnis				
Typ	cd Rumpf	cd gesamt	Oberfläche	Seitenverhältnis
20ld3a	37,1 d.c.	144,6 d.c.	1490 m <sup>2</sup>	0,952
20ld3b	36,8 d.c.	144,1 d.c.	1478 m <sup>2</sup>	0,914
20ld3c	36,5 d.c.	143,6 d.c.	1467 m <sup>2</sup>	0,880
20ld3d	36,2 d.c.	143,1 d.c.	1455 m <sup>2</sup>	0,850
20ld3e	35,9 d.c.	142,6 d.c.	1444 m <sup>2</sup>	0,820
20ld3f	35,7 d.c.	142,3 d.c.	1436 m <sup>2</sup>	0,800
20ld3f	37,4 d.c.	145,2 d.c.	1503 m <sup>2</sup>	1,000
20m1a	39,3 d.c.	148,5 d.c.	1577 m <sup>2</sup>	0,908
20m1b	38,4 d.c.	146,9 d.c.	1541 m <sup>2</sup>	0,816
20m1c	37,5 d.c.	145,4 d.c.	1507 m <sup>2</sup>	0,742
20m1d	36,7 d.c.	144,0 d.c.	1476 m <sup>2</sup>	0,683
20m1e	36,0 d.c.	142,7 d.c.	1446 m <sup>2</sup>	0,589
20m1f	37,9 d.c.	146,1 d.c.	1524 m <sup>2</sup>	0,776
20m1g	38,8 d.c.	147,7 d.c.	1559 m <sup>2</sup>	0,858
20m1h	38,7 d.c.	147,4 d.c.	1553 m <sup>2</sup>	0,843
20m1h	40,0 d.c.	149,7 d.c.	1606 m <sup>2</sup>	1,000



**Bild 7.41:** Widerstand über Seitenverhältnis (Gruppe 3)

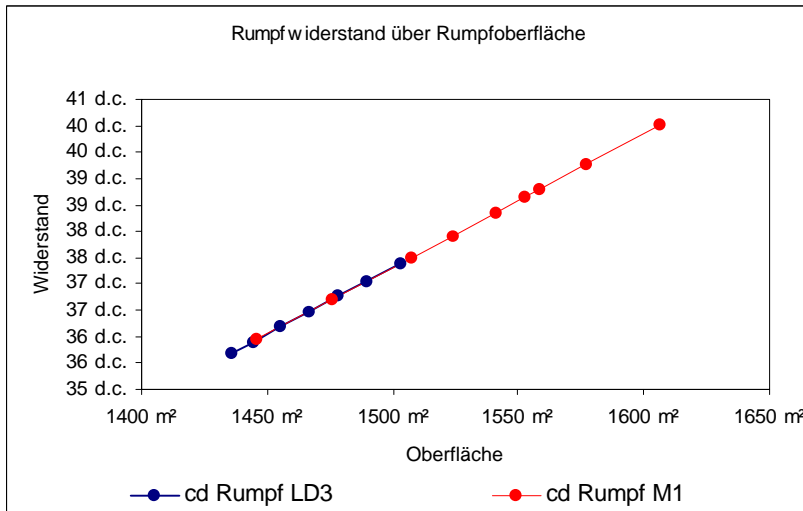


Bild 7.42: Widerstand über Rumpfoberfläche (Gruppe 3)

Entwürfe mit einem hohem Seitenverhältnis und einer geringen benetzten Oberfläche haben den geringsten Widerstand. Auch bei dieser Gruppe 3 ergibt sich (wie erwartet) kein neuer Sachverhalt für den Widerstand des Rumpfes.

### 7.4.4 Ausnutzungsgrad des vorhandenen Volumens

Tabelle 7.24 Ausnutzungsgrade für die einzelnen Teilflächen des Querschnittes (Gruppe 3)

Typ	Seitenverhältnis	Upper Deck			Main Deck			Lower Deck			Gesamt	
		benötigt	vorhanden	Index	benötigt	vorhanden	Index	benötigt	vorhanden	Index	vorhanden	Index
20LD3f	0,800	15,0 m²	20,2 m²	74%	15,9 m²	18,3 m²	87%	6,3 m²	15,9 m²	40%	54,3 m²	71 %
20LD3e	0,820	15,0 m²	20,3 m²	74%	15,9 m²	18,7 m²	85%	6,3 m²	16,0 m²	39%	55,0 m²	70 %
20LD3d	0,850	15,0 m²	20,6 m²	73%	15,9 m²	19,1 m²	83%	6,3 m²	16,1 m²	39%	55,8 m²	69 %
20LD3c	0,880	15,0 m²	20,8 m²	72%	15,9 m²	19,6 m²	81%	6,3 m²	16,2 m²	39%	56,6 m²	68 %
20LD3b	0,914	15,0 m²	21,0 m²	71%	15,9 m²	20,1 m²	79%	6,3 m²	16,3 m²	39%	57,4 m²	67 %
20LD3a	0,952	15,0 m²	21,2 m²	71%	15,9 m²	20,7 m²	77%	6,3 m²	16,4 m²	38%	58,3 m²	66 %
20LD3f	1,000	15,0 m²	21,5 m²	70%	15,9 m²	21,4 m²	74%	6,3 m²	16,5 m²	38%	59,3 m²	65 %
20M1e	0,589	15,0 m²	19,3 m²	78%	15,9 m²	15,9 m²	100%	11,9 m²	19,9 m²	60%	55,1 m²	79 %
20M1d	0,683	15,0 m²	19,6 m²	77%	15,9 m²	17,5 m²	91%	11,9 m²	20,2 m²	59%	57,3 m²	76 %
20M1c	0,742	15,0 m²	20,2 m²	74%	15,9 m²	18,6 m²	85%	11,9 m²	20,9 m²	57%	59,6 m²	73 %
20M1f	0,776	15,0 m²	20,5 m²	73%	15,9 m²	19,2 m²	83%	11,9 m²	21,2 m²	56%	60,9 m²	72 %
20M1b	0,816	15,0 m²	20,8 m²	72%	15,9 m²	19,9 m²	80%	11,9 m²	21,5 m²	55%	62,2 m²	70 %
20M1h	0,843	15,0 m²	21,0 m²	71%	15,9 m²	20,4 m²	78%	11,9 m²	21,8 m²	55%	63,1 m²	69 %
20M1g	0,858	15,0 m²	21,1 m²	71%	15,9 m²	20,6 m²	77%	11,9 m²	21,9 m²	54%	63,6 m²	69 %
20M1a	0,908	15,0 m²	21,4 m²	70%	15,9 m²	21,4 m²	74%	11,9 m²	22,2 m²	54%	65,0 m²	67 %
20M1h	1,000	15,0 m²	21,8 m²	69%	15,9 m²	22,9 m²	69%	11,9 m²	22,7 m²	52%	67,3 m²	65 %

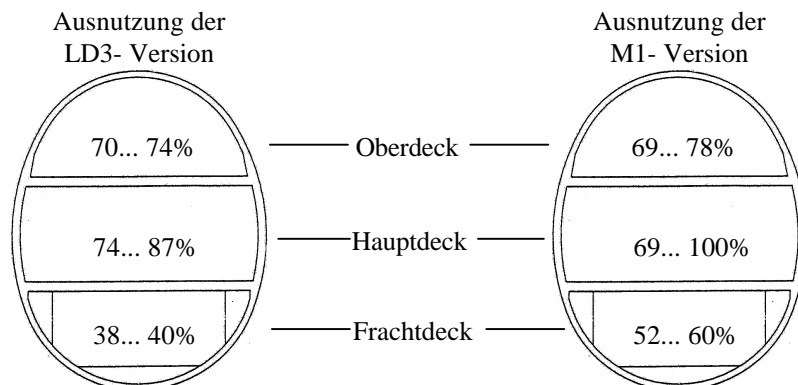
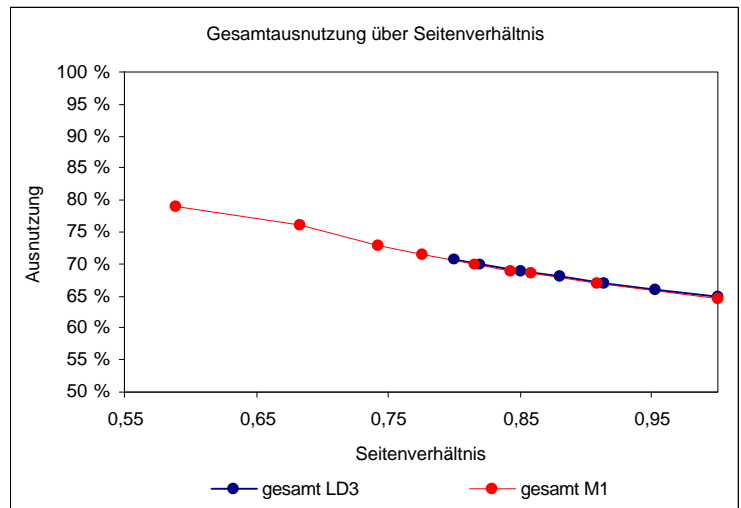


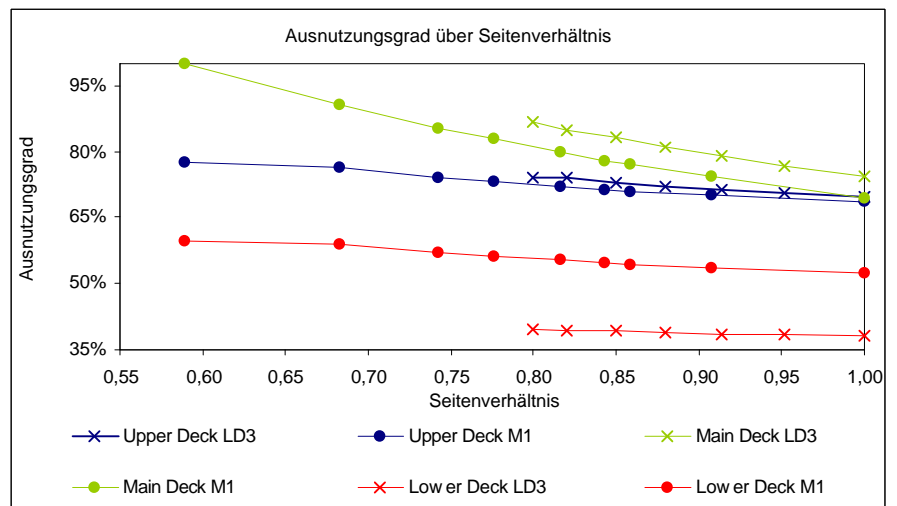
Bild 7.43: Ausnutzung der einzelnen Decks (Gruppe 3)

Bei der Gesamtausnutzung gibt es offenbar nur geringe Unterschiede zwischen den beiden Containervarianten. Allgemein erreicht die M1 Version bei niedrigen Seitenverhältnissen die höchsten Ausnutzungsgrade.



**Bild 7.44:** Gesamtausnutzung der Querschnittsfläche (Gruppe 3)

Wird der Ausnutzungsgrad für die einzelnen Decks separat betrachtet, so ergeben sich ähnliche Zusammenhänge wie bei den anderen Gruppen. Kommt auf dem Frachdeck der M1- Container zum Einsatz, so ergibt sich eine um etwa 15% bessere Ausnutzung als bei der LD3- Variante.



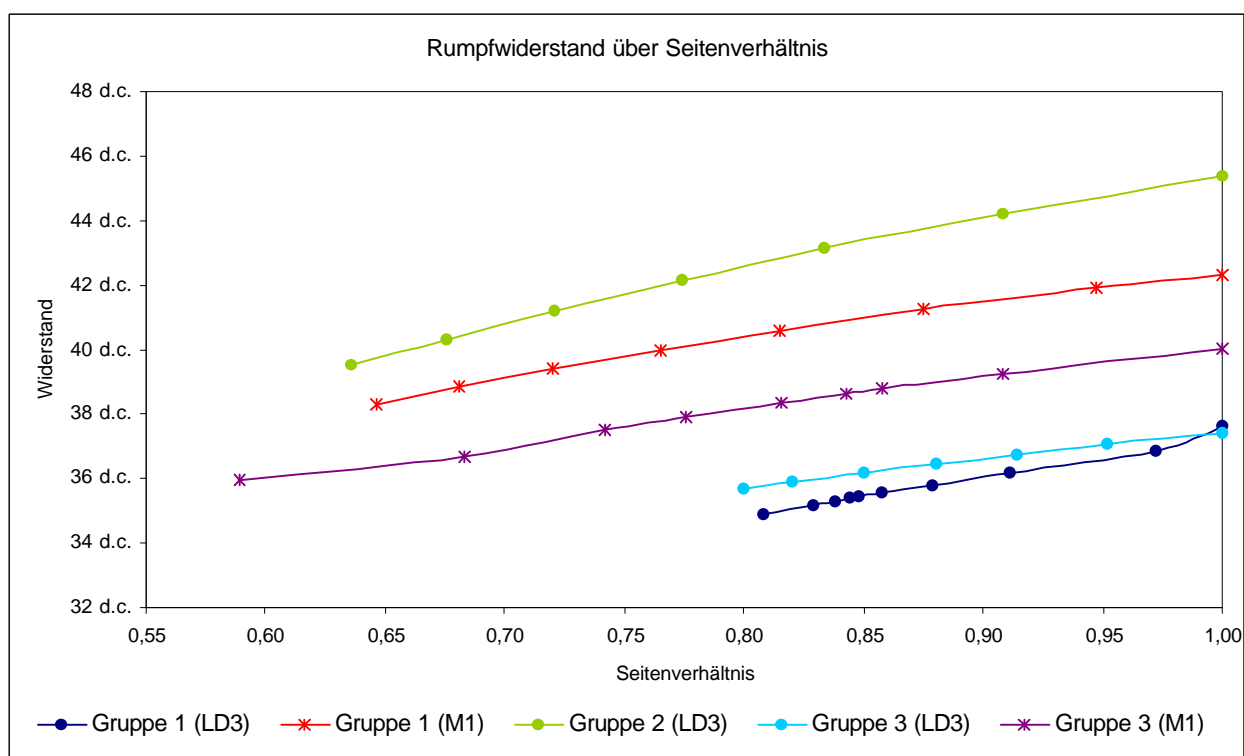
**Bild 7.45:** Differenzierter Ausnutzungsgrad (Gruppe 3)

Auf den Passagierdecks gibt es nur geringe Unterschiede zwischen den beiden Versionen. Auf dem Oberdeck sind die Ausnutzungsgrade nahezu identisch. Auf dem Hauptdeck hat die LD3- Variante bei recht hohen Seitenverhältnissen von 1 bis 0,8 einen Vorteil. Bei sehr kleinen Seitenverhältnissen, die nur die M1- Variante erreicht, werden Ausnutzungsgrade bis zu 100% erreicht.

## 7.5 Zusammenfassende Bewertung aller drei Querschnittsgruppen

In diesem Abschnitt werden das MTOW, der Widerstand des Rumpfes und der Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche für alle drei Gruppen zusammenfassend dargestellt.

### 7.5.1 Widerstand des Rumpfes



**Bild 7.46:** Rumpfwiderstand über das Seitenverhältnis für alle drei Querschnittsgruppen

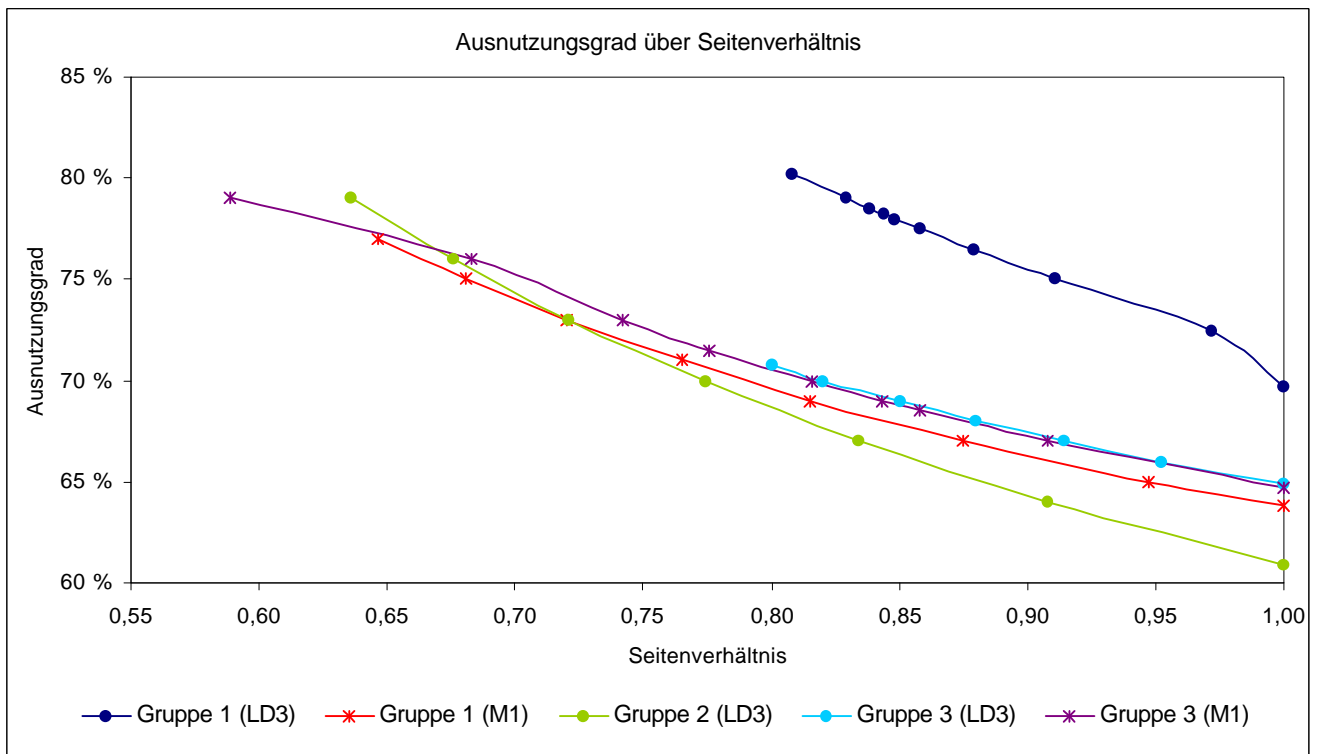
Da der Rumpfwiderstand von der benetzten Rumpfoberfläche abhängt, haben die größeren Rumpfquerschnitte die M1- Container aufnehmen, einen höheren Widerstand als die entsprechenden LD3- Varianten.

Eine Sonderrolle nehmen die Vertreter der Gruppe 2 ein, da sich durch die 14 abreast Sitzanordnung Rumpflängen jenseits von 80m ergeben. Diese sehr große Rumpflänge hat trotz der kleinsten Querschnittsfläche die größte Rumpfoberfläche zur Folge. Dementsprechend groß ist der Widerstand.

Vorteilhaft scheint in dieser Darstellung ein Querschnitt der Gruppe 3 zu sein. So ist der Widerstand beim Transport von M1- Containern deutlich geringer (2d.c.) als bei den Entwürfen der Gruppe 1.

Werden LD3- Container verwendet, ist Gruppe 1 besser geeignet.

## 7.5.2 Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche

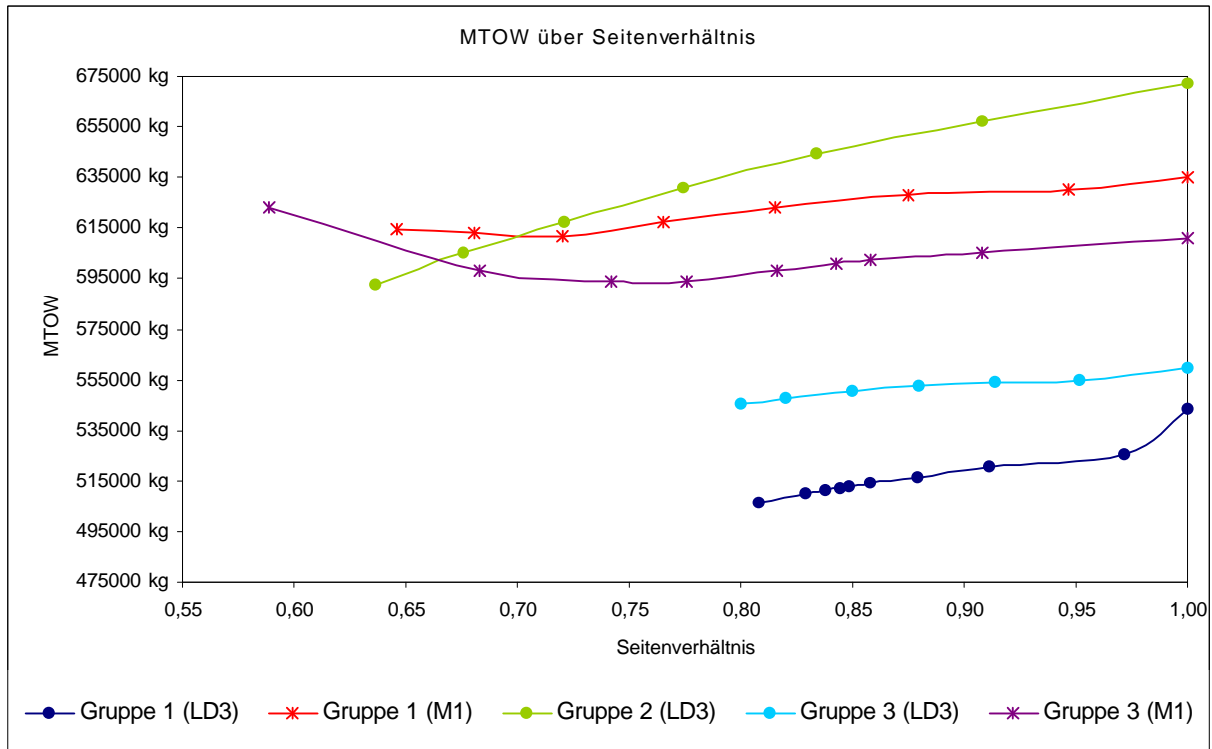


**Bild 7.47:** Ausnutzungsgrad der Gesamtfläche über Seitenverhältnis für alle drei Gruppen

Der Gesamtausnutzungsgrad ist bei den LD3- Versionen der Gruppe 1 am höchsten. Mit abnehmendem Seitenverhältnis vergrößert sich dieser Vorteil noch. Querschnitte der Gruppe 3 kommen erst bei noch niedrigeren Seitenverhältnissen zu ähnlich hohen Ausnutzungsgraden. Bei der Gruppe 3 gibt es kaum einen Unterschied zwischen der LD3- und der M1- Variante. Gilt es M1- Container zu transportieren, dann ist ein Gruppe 3 Querschnitt vorteilhaft. Querschnitte der Gruppe 2 haben über einen weiten Bereich nur schlechte Ausnutzungsgrade. Erst bei sehr niedrigen Seitenverhältnissen von etwa 0,67 werden diese Querschnitte unter diesem Aspekt interessanter.



### 7.5.3 MTOW



**Bild 7.48:** MTOW über das Seitenverhältnis für alle drei Gruppen

Bei der Zusammenfassung des MTOW wird deutlich, daß es einen großen Gewichtszuwachs zur Folge hat, wenn statt der LD3- Container die größeren M1- Container transportiert werden sollen.

Die leichteste Lösung einer LD3- Version bietet Gruppe 1. Der Vorteil bei dieser Gruppe ist deutlich und beträgt bis zu 40000kg gegenüber Vertretern der Gruppe 3. Ist es allerdings erforderlich, daß M1- Container transportiert werden sollen, so bietet Gruppe 3 Vorteile.

## 7.6 Beispiele für nicht kreis- oder ellipsenförmige Rumpfquerschnitte

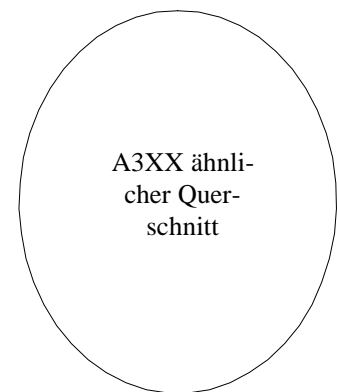
### 7.6.1 Grundsätzliches

In diesem Abschnitt werden weitere 5 Querschnitte untersucht, die aufgrund ihrer Form nicht in das Schema der im ersten Teil beschriebenen Rumpfkonturen passen. Diese Querschnitte setzen sich alle aus Kreissegmenten zusammen. Diese Formen setzen deshalb eine separate FEM- Rechnung zur Bestimmung der Biegemomente in Spant und Haut voraus.

Es findet ein Vergleich unter diesen 5 Querschnitten statt. Um die Unterschiede zu elliptischen Rumpfquerschnitten verdeutlichen zu können, wird ein A3XX ähnlicher Ellipsenquerschnitt in Tabellen und Diagrammen mit aufgeführt.

Ellipsenquerschnitt:

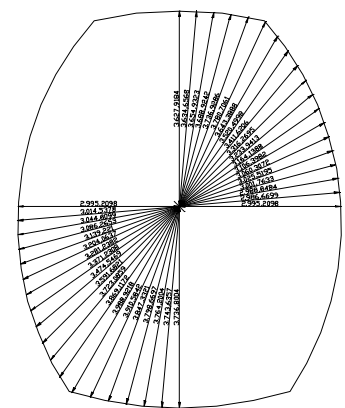
Name :	18LD3i, (A3XX*)
Gruppe :	1, (18 abreast Sitzanordnung)
Sitze auf Upper Deck :	8
Sitze auf Main Deck :	10
Anzahl der Gänge :	je 2 pro Deck
Container :	LD3
Fläche :	45,30 m <sup>2</sup>
Umfang :	25,40m
Höhe :	8,34m
Breite :	6,92m



**Bild 7.49:** Elliptischer Querschnitt der als Referenz dient

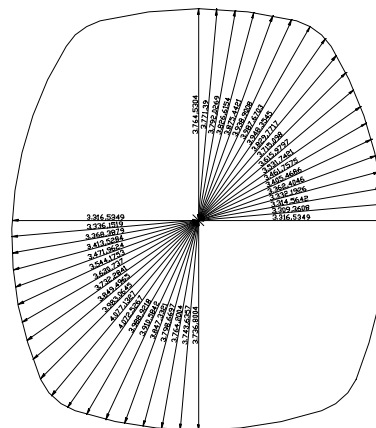
### 7.6.2 Untersuchte Kreissegmentquerschnitte

a) Name :	14LD3a
Gruppe :	2, (14 abreast Sitzanordnung)
Sitze auf Upper Deck :	6
Sitze auf Main Deck :	8
Anzahl der Gänge :	je 2 pro Deck
Container :	LD3
Fläche :	37,283 m <sup>2</sup>
Umfang :	22,197m
Höhe :	7,363m
Breite :	5,990m



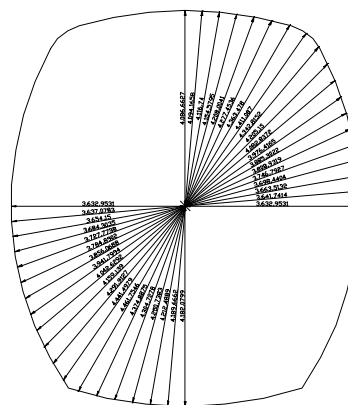
**Bild 7.50:** Segmentquerschnitt (14LD3a)

- b)** Name : 18LD3a  
 Gruppe : 1, (18 abreast Sitzanordnung)  
 Sitze auf Upper Deck : 8  
 Sitze auf Main Deck : 10  
 Anzahl der Gänge : je 2 pro Deck  
 Container : LD3  
 Fläche :  $42,817 m^2$   
 Umfang : 23,631m  
 Höhe : 7,500m  
 Breite : 6,632m



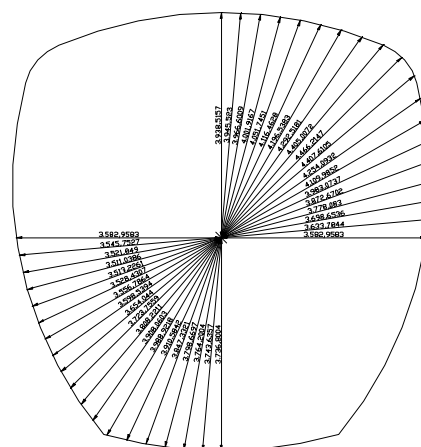
**Bild 7.51:** Segmentquerschnitt (18LD3a)

- c)** Name : 18M1a  
 Gruppe : 1, (18 abreast Sitzanordnung)  
 Sitze auf Upper Deck : 8  
 Sitze auf Main Deck : 10  
 Anzahl der Gänge : je 2 pro Deck  
 Container : M1  
 Fläche :  $51,522 m^2$   
 Umfang : 25,959m  
 Höhe : 8,268m  
 Breite : 7,264m



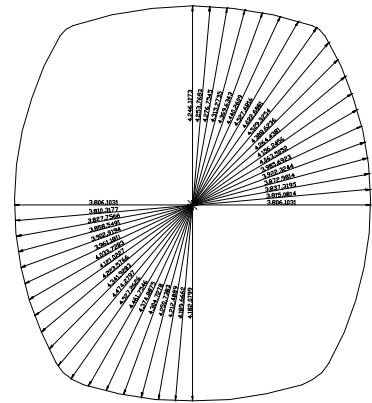
**Bild 7.52:** Segmentquerschnitt (18M1a)

- d)** Name : 20LD3a  
 Gruppe : 3, (20 abreast Sitzanordnung)  
 Sitze auf Upper Deck : 10  
 Sitze auf Main Deck : 10  
 Anzahl der Gänge : je 2 pro Deck  
 Container : LD3  
 Fläche :  $47,416 m^2$   
 Umfang : 24,902m  
 Höhe : 7,674m  
 Breite : 7,164m



**Bild 7.53:** Segmentquerschnitt (20LD3a)

- e) Name : 20M1a
- Gruppe : 3, (20 abreast Sitzanordnung)
- Sitze auf Upper Deck : 10
- Sitze auf Main Deck : 10
- Anzahl der Gänge : je 2 pro Deck
- Container : M1
- Fläche : 55,118 m<sup>2</sup>
- Umfang : 26,793m
- Höhe : 8,428m
- Breite : 7,612m



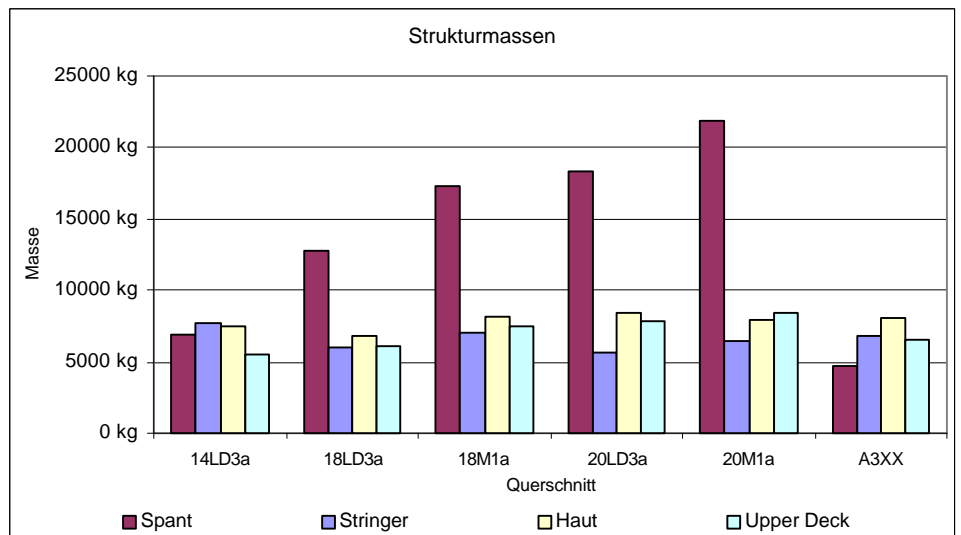
**Bild 7.54:** Segmentquerschnitt (20M1a)

### 7.6.3 Strukturmassen

**Tabelle 7.25** Strukturmassen der Segmentquerschnitte

Strukturmassen der Querschnitte					
Typ	Seitenverhältnis	Spante	Stringer	Haut	Oberdeck
14LD3a	0,813	6928 kg	7694 kg	7539 kg	5509 kg
18LD3a	0,884	12771 kg	6048 kg	6745 kg	6088 kg
18M1a	0,878	17295 kg	6971 kg	8228 kg	7529 kg
20LD3a	0,933	18327 kg	5693 kg	8355 kg	7854 kg
20M1a	0,903	21851 kg	6399 kg	7987 kg	8364 kg
A3XX*	0,829	4713 kg	6765 kg	8097 kg	6595 kg

Tabelle 7.25 und Bild 7.55 veranschaulichen, wo Probleme bei den aus Kreissegmenten bestehenden Rumpfkonturen entstehen können. Die Masse der Spante beträgt hier z.T. ein Vielfaches des Ellipsenquerschnittes. Die Vorteile, die sonst bei der Masse von Haut, Oberdeck und Stringer vorhanden sein können, werden von der großen Spantmasse zunichte gemacht.

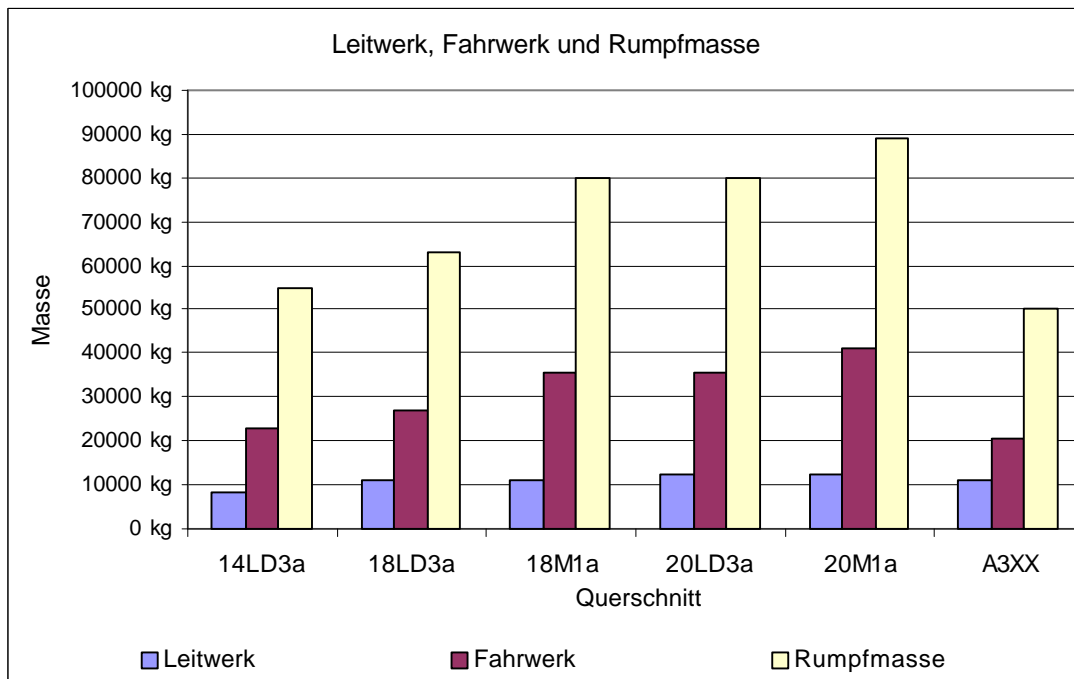


**Bild 7.55:** Strukturmassen der Segmentquerschnitte

## 7.6.4 Masse von Leitwerk, Fahrwerk und der Rumpfstruktur

Leitwerk, Fahrwerk und Rumpfstrukturmasse			
Typ	Leitwerk	Fahrwerk	Rumpfstrukturmasse
14LD3a	8380 kg	22622 kg	54928 kg
18LD3a	11091 kg	26758 kg	63096 kg
18M1a	10818 kg	35756 kg	79991 kg
20LD3a	12461 kg	35788 kg	80050 kg
20M1a	12160 kg	40877 kg	89173 kg
A3XX*	10876 kg	20320 kg	50247 kg

**Tabelle 7.26**  
Leitwerks-, Fahrwerks- und Rumpfstrukturmasse der Segmentquerschnitte



**Bild 7.56:** Leitwerks-, Fahrwerks- und Rumpfstrukturmasse der Segmentquerschnitte

Bei der Leitwerksmasse gibt es Vorteile für sehr lange Rumpfe. Durch den großen Hebelarm können die Leitwerke kleiner und somit leichter ausfallen.

Die Rumpfmassen werden stark von der Spantmasse geprägt. So haben die Querschnitte mit den größten Spantmassen auch die größten Rumpfstrukturmassen.

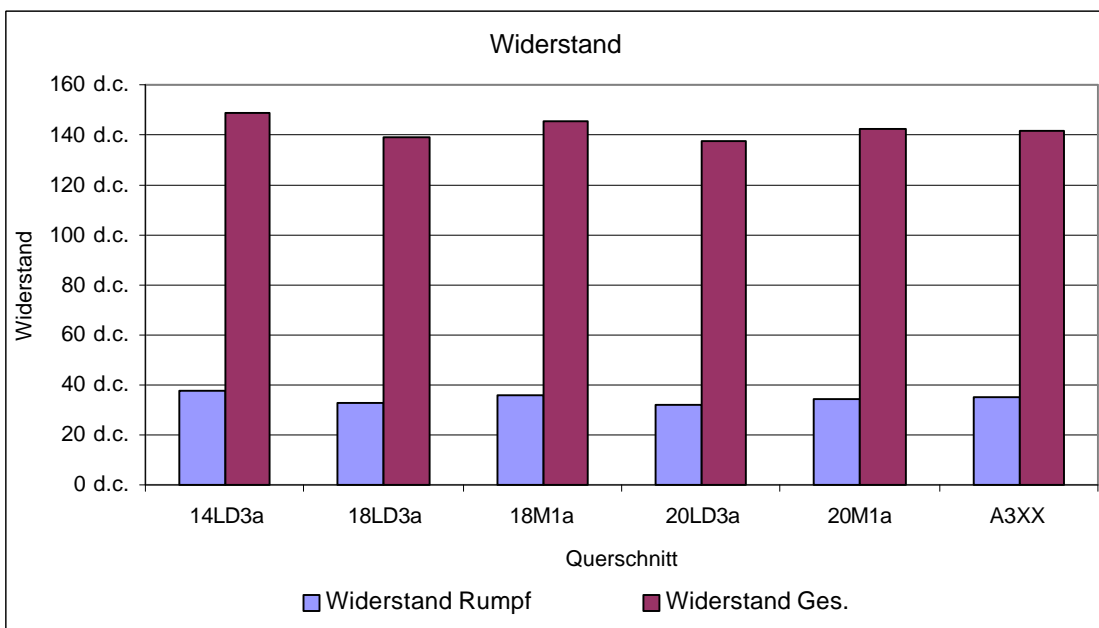
Die Fahrwerksmasse ist eine Funktion der Rumpfmasse bzw. des MTOW 's. Ein schweres Flugzeug braucht, allein aus der Anschauung heraus, ein großes und damit schweres Fahrwerk.

## 7.6.5 Widerstand des Rumpfes

Widerstand des Rumpfes		
Typ	Widerstand des Rumpf	Widerstand des Flugzeuges
14LD3a	37,37 d.c.	148,89 d.c.
18LD3a	32,57 d.c.	139,45 d.c.
18M1a	36,03 d.c.	145,49 d.c.
20LD3a	31,62 d.c.	137,34 d.c.
20M1a	34,34 d.c.	142,10 d.c.
A3XX*	35,19 d.c.	141,78 d.c.

**Tabelle 7.27**

Widerstand des Rumpfes und des Gesamtflugzeuges für alle Segmentquerschnitte



**Bild 7.57:** Gesamtwiderstand und Rumpfwiderstand der Segmentquerschnitte

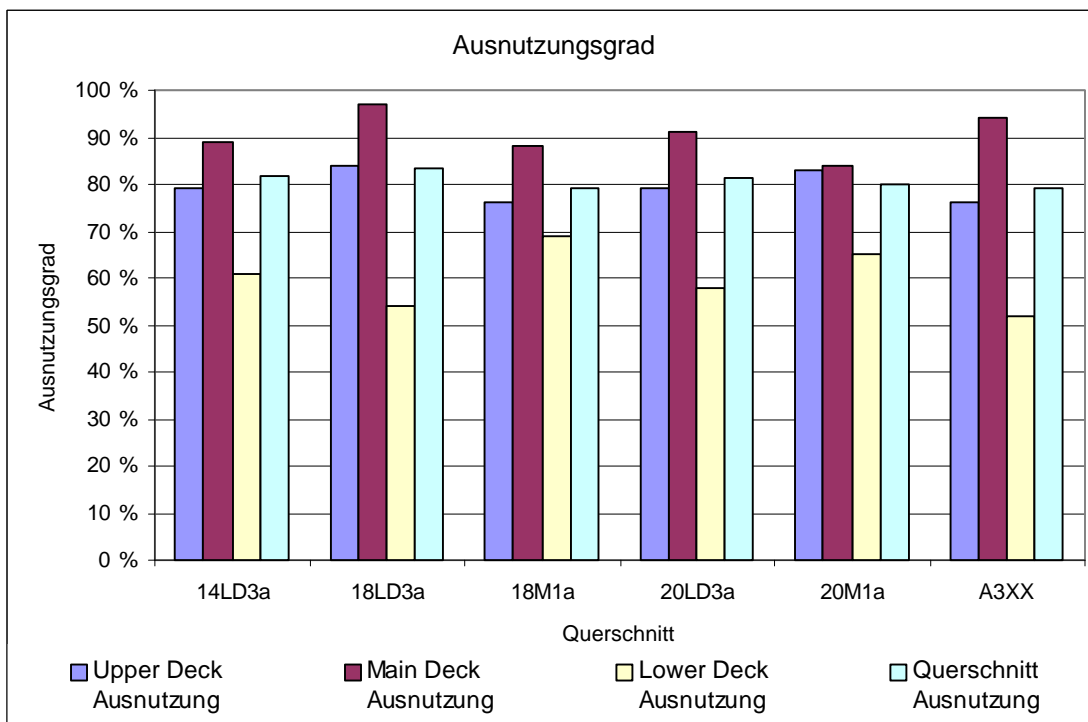
Da der Widerstand des Rumpfes (bei der Berechnung in dieser Arbeit) in der Hauptsache von der benetzten Oberfläche (des Rumpfes) abhängt und die Form der Rumpfkantur nur bedingt mit einfließen kann, gibt es hier Vorteile für die Segmentquerschnitte. Bei diesen Querschnitten kann die Kontur besser an die Form der Nutzlastbox angepaßt werden. Die Folge sind kleinere Rumpfoberflächen. Die Konsequenz davon sind geringere Widerstände.

## 7.6.6 Ausnutzungsgrad der Querschnittsfläche

Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche				
Typ	Upper Deck Ausnutzung	Main Deck Ausnutzung	Lower Deck Ausnutzung	Querschnitt Ausnutzung
14LD3a	79 %	89 %	61 %	82 %
18LD3a	84 %	97 %	54 %	84 %
18M1a	76 %	88 %	69 %	79 %
20LD3a	79 %	91 %	58 %	81 %
20M1a	83 %	84 %	65 %	80 %
A3XX*	76 %	94 %	52 %	79 %

**Tabelle 7.28**

Differenzierte Ausnutzungsgrade der Querschnittsflächen für alle Segmentquerschnitte



**Bild 7.58:** Differenzierte Ausnutzungsgrade der Querschnittsflächen

Der Vorteil der Segmentquerschnitte bei der Ausnutzung der zur Verfügung stehenden Querschnittsfläche, liegt in der Möglichkeit die Rumpfkontur gut an die Anforderungen der einzelnen Decks anpassen zu können.

Die Ausnutzungsgrade der hier beschriebenen Querschnitte sind alle größer als bei dem elliptischen Referenzquerschnitt. In einem Segmentquerschnitt wird also am wenigsten nicht nutzbares (totes) Volumen transportiert.

## 7.7 Zusammenfassung des Kapitel 7

Die Entscheidung welche Sitzanordnung die optimale ist, wird auch stark von den Anforderungen an den Unterflurbereich beeinflusst. So hat die Wahl der Containergröße sehr große Auswirkungen auf den Gesamtentwurf.

Kommen nicht kreisförmige oder elliptische Querschnittsformen zum Einsatz, so ergeben sich Vorteile bei dem Ausnutzungsgrad der vorhandenen Querschnittsfläche. Die benetzte Oberfläche des Rumpfes ist kleiner, was positive Auswirkungen auf den Widerstand des Rumpfes hat. Das Problem, daß sich bei diesen Querschnitten ergibt, ist die hohe Strukturmasse, insbesondere die der Spante.

Die vorhandenen Biegemomente in einem aus Kreissegmenten bestehenden Querschnitt (wie sie hier untersucht worden sind) sind sehr viel größer als die eines elliptischen oder kreisförmigen Querschnittes. Dementsprechend steigt auch die Masse der Spante auf ein Maß, daß nicht mehr tolerierbar ist.

Auch diese Berechnungen können nur einen Teil des ganzen Feldes möglicher Lösungen darstellen. So sind auch andere Lösungen in Form von alternativen Bestuhlungen denkbar. Nach der Entwicklung des Verfahrens zur Bestimmung der Sachverhalte in dieser Arbeit dürfte aber dies den Rahmen sprengen.



## 8 Vergleich der hier entwickelten Arbeitsmethode mit Gleichungen des Flugzeugentwurfs

### 8.1 Grundsätzliches

In diesem Kapitel soll anhand zweier Flugzeugmuster überprüft werden, welche Unterschiede zwischen den gebräuchlichen Gleichungen des Flugzeugentwurfes und dem hier in der Diplomarbeit entwickelten Verfahren vorhanden sind.

Als Referenzflugzeuge sollen hier die A340-300 und die A3XX-100 gelten.

a) A340-300:

- $b_{Rumpf} = h_{Rumpf} = 5,64m$
  - $l_{Rumpf} = 63,20m$  , aus einer 3- Seiten Ansicht ermittelt
  - $S_{Rumpf} = 963m^2$
  - $m_{Rumpf} = 25800kg$
  - $v_{Dive} = 228m/s$
- } Bezogene Daten

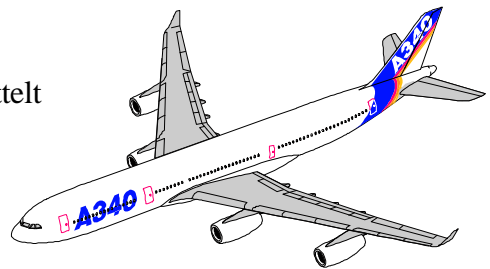


Bild 8.1: Airbus A340

b) A3XX-100:

- $b_{Rumpf} = 6,95m$
  - $h_{Rumpf} = 8,47m$
  - $l_{Rumpf} = 69,90m$
  - $S_{Rumpf} = 1470m^2$
  - $m_{Rumpf} = 54000kg$
  - $v_{Dive} = 228m/s$
- } Die Daten entsprechen dem Status 8
- } Bezogene Daten



Bild 8.2: Airbus A3XX

Die einzelnen Rechenverfahren werden nur kurz vorgestellt. Abschließend wird eine zusammenfassende Bewertung vorgenommen.

Da die hier dargestellten Gleichungen zur Berechnung von Verkehrsflugzeuge mit einem Passagierdeck entwickelt worden sind, wird für die A3XX die Masse des Oberdecks zu den Ergebnissen dazuaddiert. Die in Klammern gesetzten Gewichtsangaben stellen im Gegensatz das Ergebnis der Berechnung ohne Berücksichtigung der Masse des Oberdecks dar.

## 8.2 Vorstellung der einzelnen Verfahren

### 8.2.1 Statistikgleichung D 8.7 (1) nach Marckwardt:

$$m_{Rumpf} = 5,65 \cdot \left( \frac{b_{Rumpf} + h_{Rumpf}}{2} \cdot l_{Rumpf}^2 \right)^{0,837} \quad (8.1)$$

(Alle Längen werden in Metern eingegeben)

Für die Musterflugzeuge ergeben sich:

$$\text{A340} \quad m_{Rumpf} = 24847 \text{ kg} , \quad \text{Abweichung } 3,8\%$$

$$\text{A3XX} \quad m_{Rumpf} = (40810 \text{ kg}) 47405 \text{ kg} , \quad \text{Abweichung } 20,5\%$$

Quelle: Vorlesung Flugzeugentwurf an FH- Hamburg

### 8.2.2 Statistikgleichung D 8.7 (2) nach Marckwardt:

$$m_{Rumpf} = 13,9 \cdot S_{Rumpf} \cdot \log(0,0676 \cdot S_{Rumpf}) \quad (8.2)$$

(Die Flächen werden in Quadratmetern eingegeben)

Für die Musterflugzeuge ergeben sich:

$$\text{A340} \quad m_{Rumpf} = 24275 \text{ kg} , \quad \text{Abweichung } 6,3\%$$

$$\text{A3XX} \quad m_{Rumpf} = (40810 \text{ kg}) 47405 \text{ kg} , \quad \text{Abweichung } 13,9\%$$

Quelle: Vorlesung Flugzeugentwurf an FH- Hamburg

### 8.2.3 Statistikgleichung D 8.7 (3) nach Marckwardt:

$$m_{Rumpf} = 0,67 \cdot S_{Rumpf}^{0,456} \cdot \left( \frac{b_{Rumpf} + h_{Rumpf}}{2} \right)^{0,729} \cdot l_{Rumpf}^{0,649} \cdot v_{Dive}^{0,622} \quad (8.3)$$

$$\text{mit } v_{Dive} = 217 \text{ m/s} \cdot M_{MO} + 30 \text{ m/s} \quad (8.4)$$

und mit

$v_{Dive}$  ist die Sturzfluggeschwindigkeit als EAS

$M_{MO}$  ist die maximale Betriebsmachzahl

(Alle Längen werden in Metern eingegeben)

Für die Musterflugzeuge ergeben sich:

A340  $m_{Rumpf} = 23420 \text{ kg}$  , Abweichung 10,2%

A3XX  $m_{Rumpf} = (38083 \text{ kg}) 44678 \text{ kg}$  , Abweichung 20,9%

Quelle: Vorlesung Flugzeugentwurf an FH- Hamburg

### 8.2.4 GD- Methode:

$$w_f = 20,86 \cdot \left( \frac{\overline{q_{Dive}}}{100} \right)^{0,283} \cdot \left( \frac{w_{TO}}{1000} \right)^{0,95} \cdot \left( \frac{l_f}{h_f} \right)^{0,71} \quad (8.5)$$

mit:

- $w_f$  : Rumpfmasse in **lb**
- $w_{TO}$  : MTOW in **lb**
- $l_f$  : Rumpflänge in **ft**
- $h_f$  : Rumpfhöhe in **ft**
- $\overline{q_{Dive}}$  : Staudruck bei  $v_{Dive}$  in **psf** ,

$$\text{mit } \overline{q_{Dive}} [\text{psf}] = \frac{\mathbf{r} [\text{kg/m}^3]}{2} \cdot v_{Dive} [\text{m/s}] \cdot \frac{1}{47,880259}$$

- Als Reiseflughöhe werden 11 km angenommen

Für die Musterflugzeuge ergeben sich:

A340  $m_{Rumpf} = 26614 \text{ kg}$  , Abweichung 3,1%

A3XX  $m_{Rumpf} = (42889 \text{ kg}) 49484 \text{ kg}$  , Abweichung 9,1%

Bei dieser Gleichung wird vorausgesetzt, daß eine Schätzung für das MTOW vorliegt.

Quelle: Raymer

### 8.2.5 Rumpfmasse nach Torenbeek :

$$m_{Rumpf} = 0,23 \cdot \sqrt{v_{Dive} \cdot \frac{l_H}{b_{Rumpf} + h_{Rumpf}}} \cdot S_{Rumpf,benetzt}^{1,2} \quad (8.6)$$

mit folgenden Zuschlägen:

+8%	für eine Druckkabine	( X )	} Wahl der zutreffenden Optionen. Hier markiert durch (X)
+4%	für Triebwerke am Rumpheck	( )	
+7%	für ein Hauptfahrwerk, daß am Rumpf befestigt ist	( )	
-4%	wenn der Rumpf keinen Fahrwerksschacht enthält	( )	
+10%	für ein Frachtflugzeug mit verstärktem Boden	( )	

mit:

$l_H$  : Hebelarm des Höhenleitwerks,  
mit der Annahme  $l_H = 0,45 \cdot l_{Rumpf}$

Für die Musterflugzeuge ergeben sich:

A340  $m_{Rumpf} = 22661 \text{ kg}$  , Abweichung 13,8%

A3XX  $m_{Rumpf} = (33861 \text{ kg}) 40456 \text{ kg}$  , Abweichung 33,5%

Quelle: Torenbeek '88

### 8.2.6 Verfahren nach **Schneider**:

$$m_{Rumpf} = (m_{mto} \cdot n_{Br} \cdot 10^{-3})^{0,3549} \cdot \left( \frac{l_{Rumpf}}{10 \cdot l_H} \right)^{0,5816} \cdot (v_{Dive} \cdot 10^{-2})^{0,28084} \cdot \left( \frac{l_{Rumpf}}{d_{Rumpf} \cdot \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \mathbf{p}} \right)^{-0,4259} \cdot S_{Rumpf}^{1,145} \cdot (\mathbf{p} \cdot l_{Rumpf})^{-0,9269} \cdot n_{TW}^{0,3745} \cdot 268,5 \quad (8.6a)$$

Diese Gleichung ist für die Anforderungen in diesem Fall zusammengefaßt worden.

mit:

- $n_{TW}$  : Anzahl der Triebwerke  
 $l_H$  : Hebelarm des Höhenleitwerks,  
 mit der Annahme  $l_H = 0,45 \cdot l_{Rumpf}$   
 $n_{Br}$  : Das Lastvielfache beträgt  $n_z = 3,75$

Für die Musterflugzeuge ergeben sich:

- A340  $m_{Rumpf} = 22843 \text{ kg}$  , Abweichung 12,9%  
 A3XX  $m_{Rumpf} = (47903 \text{ kg}) 54498 \text{ kg}$  , Abweichung 0,9%

Quelle: LTH Gewichte

### 8.2.7 Verfahren nach **Boeing '69** :

$$w_B = 0,456 \cdot S_f^{1,271} \quad (8.7)$$

mit:

- $w_B$  : Masse des Rumpfes in **lb**  
 $S_f$  : benetzte Oberfläche des Rumpfes in **ft<sup>2</sup>**

Für die Musterflugzeuge ergeben sich:

- A340  $m_{Rumpf} = 26269 \text{ kg}$  , Abweichung 1,8%  
 A3XX  $m_{Rumpf} = (44970 \text{ kg}) 51565 \text{ kg}$  , Abweichung 4,7%

Quelle: Boeing

### 8.2.8 Methode nach Burt- Phillips:

$$m_{Rumpf} = 2,23 \cdot (m_{Haut} + m_{Stringer} + m_{Spant}) + \Delta m_{Rumpf} \quad (8.8)$$

$$m_{Haut} = 0,0635 \cdot S_{Rumpf}^{1,07} \cdot v_{Dive}^{0,743} \quad (8.9)$$

$$m_{Stringer} = 0,0142 \cdot S_{Rumpf}^{1,45} \cdot v_{Dive}^{0,39} \cdot n_{br}^{0,316} \quad (8.10)$$

$$m_{Spant} = 0,19 \cdot (m_{Haut} + m_{Stringer}) \quad (8.11)$$

$$\Delta m_{Rumpf} = 16,2 \cdot S_{Boden}^{1,04}, \quad \text{gilt nur bei Frachtflugzeugen} \quad (8.12)$$

Gleichung (8.12) wird in diesem Zusammenhang nicht verwendet

Für die Musterflugzeuge ergeben sich:

$$\text{A340} \quad m_{Rumpf} = 24902 \text{ kg}, \quad \text{Abweichung } 3,6\%$$

$$\text{A3XX} \quad m_{Rumpf} = (41920 \text{ kg}) 48515 \text{ kg}, \quad \text{Abweichung } 11,3\%$$

Quelle: Unterlagen der Vorlesung Flugzeugentwurf an der FH- Hamburg

### 8.2.9 Modifiziertes Verfahren nach dieser Diplomarbeit

Für die Musterflugzeuge ergeben sich:

$$\text{A340} \quad m_{Rumpf} = 26195 \text{ kg}, \quad \text{Abweichung } 1,5\%$$

$$\text{A3XX} \quad m_{Rumpf} = 50247 \text{ kg}, \quad \text{Abweichung } 7,5\%$$

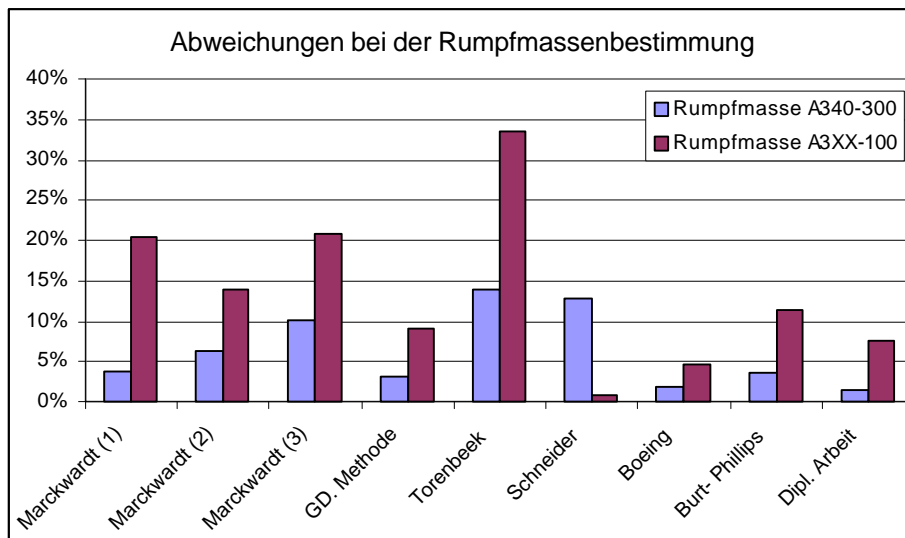
### 8.3 Abschließende Beurteilung der Verfahren

**Tabelle 8.1** Rumpfmasse A340

Rumpfmasse des A340-300		
Kapitel	Verfahren	Abweichung
8.2.1	Marckwardt (1)	3,8%
8.2.2	Marckwardt (2)	6,3%
8.2.3	Marckwardt (3)	10,2%
8.2.4	GD. Methode	3,1%
8.2.5	Torenbeek	13,8%
8.2.6	Schneider	12,9%
8.2.7	Boeing	1,8%
8.2.8	Burt- Phillips	3,6%
8.2.9	Dipl. Arbeit	1,5%

**Tabelle 8.2** Rumpfmasse A3XX

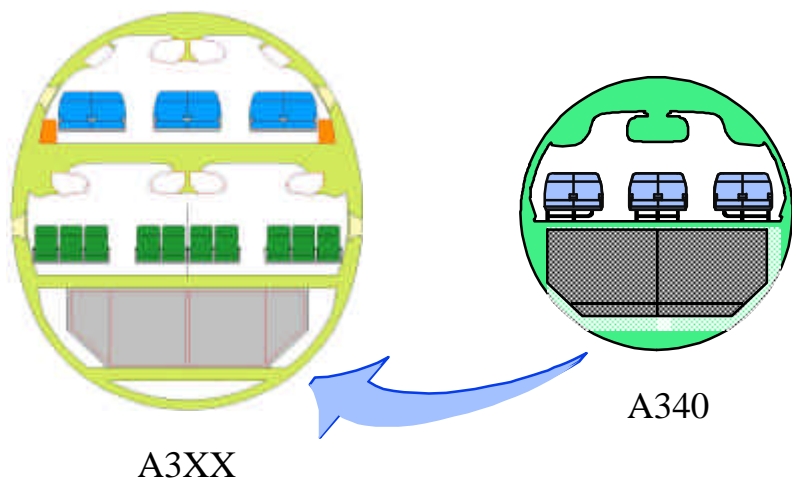
Rumpfmasse des A3XX-100		
Kapitel	Verfahren	Abweichung
8.2.1	Marckwardt (1)	20,5%
8.2.2	Marckwardt (2)	13,9%
8.2.3	Marckwardt (3)	20,9%
8.2.4	GD. Methode	9,1%
8.2.5	Torenbeek	33,5%
8.2.6	Schneider	0,9%
8.2.7	Boeing	4,7%
8.2.8	Burt- Phillips	11,3%
8.2.9	Dipl. Arbeit	7,5%



**Bild 8.3:** Abweichungen der einzelnen Rechenverfahren

Diese Überprüfung an den zwei Beispielflugzeugen zeigt wie groß die Abweichungen der Ergebnisse werden können, wenn die Rumpfform wie beim A3XX elliptisch wird.

Um der zwei Deck Konfiguration gerecht zu werden, müssen alle Ergebnisse um den Gewichtsbeitrag des Oberdecks korrigiert werden. Überraschend gut treffen die Verfahren von Boeing und Schneider bei dieser Stichprobe die Sachverhalte. Inwieweit dies auch auf andere Entwürfe zutrifft, kann mit dieser Rechnung nicht gesagt werden.



**Bild 8.4:** Bei den Berechnungen ergeben sich Unterschiede, die mit der Rumpfform zusammenhängen

Die Untersuchung zeigt aber, daß Formeln die für Verkehrsflugzeuge wie die A340 mit einem Kreisquerschnitt gut geeignet sind, bei Entwürfen einer A3XX deutliche Fehler machen. Eine Anpassung an diese neue Flugzeuggeneration ist also angebracht.

Das Ergebnis der Berechnungen aus den Zusammenhängen dieser Arbeit hat einen Fehler von etwa 7,5% bei der Massenprognose des A3XX. Die Genauigkeit ist aber dennoch zufriedenstellend vor dem Hintergrund des Aufwandes für eine Diplomarbeit. Es ist klar, daß die Rechengenauigkeit mit dem Umfang der Eingangsparameter und dem Ausmaß der Detailrechnungen korreliert. Bei anderen Berechnungen sind ähnlich genaue Resultate erzielt worden.

## 9 Zusammenfassung und Ausblick

In dieser Ausarbeitung sind gemäß der Aufgabenstellung eine ganze Anzahl von Rumpfquerschnitten untersucht und hinsichtlich ihrer Eigenschaften bewertet worden. Zentraler Punkt bei der Bewertung ist hierbei die zu erwartende (Struktur-) Masse. Weiter sind die Ausnutzung der vorhandenen Rumpfquerschnittsfläche durch die Nutzlast und die aerodynamischen Eigenschaften des Rumpfes von Bedeutung gewesen.

Um diese Bewertung für sehr viele Querschnitte durchführen zu können, ist es erforderlich gewesen eine Methode zu entwickeln, das diesen Bewertungsvorgang standardisiert ermöglicht. Dieses Verfahren ist mit MAP'99 angedacht und in dieser Arbeit auch angewendet worden. Da die Erstellung dieses Rechenverfahrens fast schon einen eigenen Bestandteil dieser Arbeit ausmacht und viel Zeit aufgewendet werden mußte, soll es im Anhang näher vorgestellt werden.

Es sind Rumpfquerschnitte mit einer 14 abreast Sitzanordnung bis zu einer 20 abreast Sitzanordnung untersucht worden. Auf dem Frachtdeck sind jetzt übliche Container des Typs LD3- und bisher im Unterflurbereich nicht übliche M1- Container berücksichtigt worden. Der überwiegende Anteil der betrachteten Rumpfkonturen ist elliptisch (mit unterschiedlichen Seitenverhältnissen), es sind aber auch abweichende Querschnitte (Segmentquerschnitte) untersucht worden.

Diese Berechnungen können aber nur einen Teil der ganzen Bandbreite möglicher (Rumpf-) Konfigurationen berücksichtigen. So sind auch andere Lösungen in Form von alternativen Bestuhlungen, Komfortfaktoren und Querschnittsgeometrien denkbar.

Nach der Entwicklung des Verfahrens zur Bestimmung der Sachverhalte dieser Arbeit, hätte dies aber mit Sicherheit den zeitlichen Rahmen gesprengt.

Bei den erzielten Ergebnissen lassen sich Tendenzen feststellen, die besagen, daß Querschnitte mit kleinem Seitenverhältnis (kleiner als beim A3XX) in Bezug auf den Widerstand, die Aus-



nutzung der vorhandenen Querschnittsfläche und des Strukturgewichtes von Vorteil sind. Sollen auf dem Frachtdeck die größeren M1- Container eingesetzt werden, sind Querschnitte mit einer 20 abreast Sitzanordnung gut geeignet, da hier im Unterflurbereich große Flächen zur Verfügung stehen. Allgemein ist aber immer ein höheres MTOW die Folge, wenn der M1- Container zum Einsatz kommt.

Es ist mit den Ergebnissen dieser Arbeit aber nicht möglich den optimalen Rumpfquerschnitt zu ermitteln. Dies liegt daran, daß das zu untersuchende Feld in dieser Ausarbeitung sehr groß ist. Themenbereiche, die das Kabinenlayout mit bestimmten Komforteigenschaften, die Strukturkonstruktion mit eingeschlossener FEM- Rechnung, den Flugzeugentwurf und die Aerodynamik des Rumpfes umfassen, sind zu einem Verfahren zusammengefaßt worden. Dies ist nur auf einem Niveau möglich, das dem angemessenen Arbeitsaufwand für eine Diplomarbeit entspricht. Eine Vertiefung der einzelnen Teilbereiche kann also nur punktweise erfolgen.

Die hier erzielten Ergebnisse sollten daher vielmehr als Anhalte gelten und können Impulse für weiterführende Arbeiten geben. Insbesondere bei der Entwicklung eines geeigneten FEM- Modells oder alternativer Verfahren zur Belastungsermittlung ist noch reichlich "Luft" vorhanden.

## Literaturverzeichnis

- Airbus 1999a** AIRBUS: *Briefing 1/1999*, Airbus Homepage  
(<http://www.airbus.com>) 1999
- Airbus 1999b** AIRBUS: *Briefing 3/1999*, Airbus Homepage  
(<http://www.airbus.com>) 1999
- Airbus 1999c** *Commandments for Cabin Layout (A340), ATA 25*. Daimler-Crysler Aerospace Airbus, Abt. EXP, Hamburg Finkenwerder 1999
- Airbus Homepage** URL: <http://www.airbus.com>
- Boeing 1968** THOMAS, S.: *Weight Prediction Manual Class I*, Washington, 1968
- Boeing Homepage** URL: <http://www.boeing.com>
- Braunburg 1991** BRAUNBURG, Rudolf.: *Der Pilot*. München : Callwey, 1991
- Burgner 1994** BURGNER, Norbert: Mut zur Größe. In: *Flug Revue* 1994, Nr.9, S. 26-30
- Burgner 1996** BURGNER, Norbert: Airbus-Gigant kommt 2003. In: *Flug Revue* 1996, Nr.8, S.24-27
- Cathay Pacific Homepage** URL: <http://www.cathaypacific.com>
- Dobrzynski 1996** DOBRZYNSKI, Werner: Fahrwerkslärm. In: *Flug Revue* 1996, Nr. 3, S. 64-65
- FAR 25** U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations. Part 25 : Transport Category Airplanes*, 1998
- Flieger Magazin 1998** FLIEGER MAGAZIN: *Rodscher Zwo. Top Special*, 1998

- Flüh 1997** FLÜH, H.: *Skript zur Vorlesung Finite Element Methode*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1997
- Flüh 1998** FLÜH, H.: *Skript zur Vorlesung Strukturkonstruktion*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1998
- Garnatz 1997** GARNATZ, Peter: *Skript zur Vorlesung Strukturkonstruktion*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1997
- Hamburg Aktuell** *Hamburg Aktuell*. Verschiedene Ausgaben der DaimlerCrysler Aerospace Airbus Werkszeitung von 09.1999 bis 01.2000
- Hemker 1992a** HEMKER, Heinrich: Fahrwerkstechnik: Auf die Kohle kommt es an. In: *Flug Revue* 1992, Nr.3, S. 75-77
- Hemker 1992b** HEMKER, Heinrich: Fahrwerkstechnik: Entwicklung für höchste Belastung. In: *Flug Revue* 1992, Nr.7, S. 74-77
- JAR 25** JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Aviation Requirements. JAR-25 : Large Aeroplanes*
- Kokorniak 1992** KOKORNIAC, M.: *Erarbeitung von Gestaltungsrichtlinien für die Rumpfauslegung von Großraumverkehrsflugzeugen mit drei Nutzlastebenen*, Berlin, TU Berlin, Fachbereich Luft- und Raumfahrttechnik, Diplomarbeit, 1992
- LTH-Gewichte 1986** ARBEITSKREIS GEWICHTE (AGE): *Luftfahrttechnisches Handbuch. Band : Gewichte*. Ottobrunn : Industrianlagen- Betriebsgesellschaft (IABG), 1986
- Lufthansa Homepage** URL: <http://www.lufthansa.com>
- Marckwardt 1997** MARCKWARDT, K.: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1997
- Morgenstern 1996** MORGENSTERN, Karl: Kommen die Superjumbos. In: *Aero International* 1996 , Nr.8, S.30-34

- Müller 1998** MÜLLER, Claudio.: *Flugzeuge der Welt*, Stuttgart : Motorbuch, 1998
- Plath 1990** PLATH; MORGENSTERN: *Airbus A320/ A321*, Stuttgart : Motorbuch, 1990
- Plath 1987** PLATH, PENNER: *Airbus International*, Stuttgart : Motorbuch, 1987
- Roskam II 1989** ROSKAM, J.: *Airplane Design. Bd. 2 : Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles*. Ottawa, Kansas 1989
- Roskam V 1990** ROSKAM, J.: *Airplane Design. Bd. 5 : Class I Method for Estimating Airplane Component Weights, Class II Method for Estimating Airplane Component Weights, Fuselage Weight Estimation*. Ottawa, Kansas 1990
- Schmidt 1997** SCHMIDT; LÄPPLE; KELM: *Advanced Fuselage Weight Estimation for the New Generation of Transport Aircraft*. Seattle : SAWE, 1997
- Schmolla 1994** SCHMOLLA, T.: *Untersuchungen zur Rumpfstruktur in einem Normalschnitt des Systemrumpfes für ein zukünftiges Großraumflugzeug*, Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Diplomarbeit, 1994
- Scholz 1998** SCHOLZ, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1998
- TLAR A3XX** *Top Level A/C Requirements for A3XX, Draft I 18.12.96*, Abt. EXP, DaimlerCrysler Aerospace Airbus, Hamburg Finkenwerder, 1999
- Torenbeek 1982** TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft : Delft University Press, 1982
- Walter 1997** WALTER: *Airbus A3XX Herausforderung für die Ingenieure*. In: *Aero International* 1997, Nr. 8, S.57-61

**Wiesner 1995**

WIESNER, J.; HILGERS, R.: *Rumpfkfiguration von Großraumflugzeugen*, DaimlerCrysler Aerospace Airbus, Abt. EXP, Hamburg Finkenwerder, 1999

## Anhang A 1 Excel- Programm MAP'99

### A 1.1 Grundsätzliches zu MAP'99

In diesem Teil des Anhanges wird das im Rahmen dieser Arbeit erstellte EXCEL- Programm MAP'99 näher beschrieben. Dies geschieht anhand einer Darstellung der Programmschritte mit Berechnungswerten der A3XX-100 sowie der A340-300.

Da das Programm ein Hilfsmittel für diese Arbeit ist, hat die Richtigkeit der Berechnungen im Vordergrund gestanden. Deshalb erscheint die Darstellung etwas "unaufgeräumt" (sie ist aber zweitrangig).

Da im Hauptteil dieser Arbeit die Gleichungen und Zusammenhänge, die sich in MAP'99 wiederfinden, bereits erklärt worden sind, wird an dieser Stelle auf nähere Erläuterungen verzichtet.

### A 1.2 Möglichkeiten und Grenzen von MAP'99

MAP'99 bietet die Möglichkeit mit wenigen Eingangsgrößen eine vereinfachte Massenberechnung für den Flugzeugrumpf durchzuführen. Außerdem werden die aerodynamischen Eigenschaften beurteilt. Ursprünglich nur für Flugzeuge des Typs A3XX mit zwei Passagierdecks konzipiert, ist es durch eine Erweiterung mit gewissen Einschränkungen möglich, Muster der *Single Aisle* oder bisherigen *Wide Body Familie* zu berechnen. Dies wird anhand des zweiten Beispiels (A340-300) noch erläutert.

Geht es um kreisförmige- oder elliptische Rumpfquerschnitte so sind schnelle Aussagen möglich. Gilt es aber z.B. aus Kreissegmenten zusammengesetzte Querschnitte zu berechnen, so ist es unerlässlich eine FEM- Rechnung durchzuführen. Über die FEM- Rechnung muß das Biegemoment in Spant und Haut bestimmt werden. Um die Geometrie ausreichend genau berechnen zu können, muß die Kontur in Form von 72 Punkten betrachtet werden. Da die Rümpfe zu einem vertikalen Längsschnitt symmetrisch sind bedeutet dies eine manuelle Eingabe von 36 Konturpunkten. Diese Rumpfquerschnitte erfordern daher einen erhöhten Arbeitsaufwand bei der Berechnung.

An die Grenzen stößt MAP'99, wenn es um große Genauigkeiten geht. An dieser Stelle machen sich die zur Berechnung notwendigen Vereinfachungen bemerkbar. Abweichungen können sich durch die Art des gewählten FEM- Modells und die angenommenen Lastannahmen ergeben.

# Gesamtübersicht zur Seite "MAP'99"

Hier werden Ergebnisse dargestellt nach dem Verfahren der Diplomarbeit

In diesem Bereich werden allgemeine Daten dargestellt. Weiter beinhaltet dieses Feld Ergebnisse, die mit gebräuchlichen Formeln des Flugzeugentwurfes ermittelt werden.

In diesem Bereich wird die Nutzlastbox definiert. Weiter werden allgemeine Daten benötigt, wie z.B. das zulässige Lastvielfache, das Gewicht je Passagier usw.

Mit diesem Feld wird die Ellipse mit zwei verschiedenen Verfahren berechnet. Das Ergebnis dieser Rechnung wird dort dargestellt.

20LD3f	Formeln aus dem Flugzeugentwurf			Rechnung nach MAP'AS		
	Kreisform	Ellipse	Kreissegmente	Kreisform	Ellipse	Kreissegmente
Fläche Querschnitt [m²]:	51,4 m²	45,3 m²	42,8 m²	51,4 m²	45,3 m²	42,8 m²
Oberfläche, Zylinder [m²]:	1530 m²	1434 m²	1327 m²	1530 m²	1434 m²	1327 m²
Länge Rumpf [m]:	70,7 m	69,9 m	69,0 m	70,7 m	69,9 m	69,0 m
Fläche Box [m²]:	35,8 m²	35,8 m²	35,8 m²	35,8 m²	35,8 m²	35,8 m²
Ausnutzung Fläche Box zu Kreis [%]:	69,7%	79,0%	83,6%	69,7%	79,0%	83,6%
Masse D8.7 (1)	40529 kg	37759 kg	34741 kg			
Masse D8.7 (2)	42073 kg	38883 kg	35388 kg			
Masse D8.7 (3)	40456 kg	37379 kg	33841 kg			
Masse GD-Method 52Sto	61340 kg	60006 kg	63629 kg			
Torenbeck lh = 0,5*L Rumpf	36782 kg	34832 kg	32784 kg			
Schneider lh = 0,5*L Rumpf	27928 kg	25631 kg	23135 kg			
Boeing 2-Verfahren	47305 kg	43558 kg	39481 kg			
Boeing aus LTH	21106 kg	18143 kg	15331 kg			
Burt-Phillips vereinfacht	44063 kg	40657 kg	35951 kg			
<b>Masse gemittelt o. Zuschlag:</b>	<b>40176 kg</b>	<b>37428 kg</b>	<b>35031 kg</b>	<b>44988 kg</b>	<b>43684 kg</b>	<b>58132 kg</b>
Rechteck Höhe h:			7,50			7,50
Rechteck Breite b:			6,63			6,63
D eff	8,09	7,60	7,05	8,09	7,60	7,05
Ellipse Höhe h:		8,34			8,34	
Ellipse Breite b:		6,92			6,92	
Radius [m]:	4,043			4,0		
Umfang [m]:	25,4	24,1	23,6	25,4	24,076	23,6
Zuschlag für UD - Floor:	8482 kg	6595 kg	6088 kg	8482 kg	6595 kg	6088 kg
<b>Masse Rumpf + UD:</b>	<b>48658 kg</b>	<b>44022 kg</b>	<b>41119 kg</b>	<b>53471 kg</b>	<b>50278 kg</b>	<b>64220 kg</b>
Zuschlag für Fahrwerk:	21899 kg	20334 kg	27338 kg	21899 kg	20334 kg	27338 kg
Zuschlag für Leitwerk:	10691 kg	10876 kg	11091 kg	10691 kg	10876 kg	11091 kg
<b>Masse komplett:</b>	<b>81221 kg</b>	<b>75139 kg</b>	<b>79376 kg</b>	<b>86904 kg</b>	<b>82364 kg</b>	<b>103342 kg</b>
<b>Index für Komplettmasse:</b>	<b>100,00%</b>	<b>92,51%</b>	<b>97,73%</b>	<b>100,00%</b>	<b>94,78%</b>	<b>118,92%</b>

### Bestimmung der Teilmassen

Masse des Upper Deck:  mit Upper Deck vorhanden  kein Upper Deck vorhanden

Verwendetes Verfahren zur Massenberechnung:  Bestimmung nach Torenbeck  Bestimmung über Rechnung

Masse des Fahrwerks:  Methode Torenbeck Airbus  Methode Torenbeck Boeing  Methode Stewart-Dwight

Die Masse für einen Querdeckanteil beträgt:  kg in Träger

Die Masse für einen Querdeckanteil beträgt:  kg in Träger

Die Masse für einen Querdeckanteil beträgt:  kg in Träger

### Abschätzung des MTOW aus einer gegebenen Rumpfmasse:

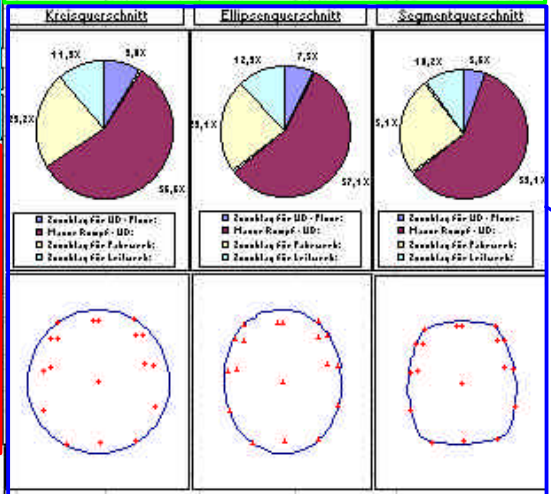
Rumpfgeometrie

Wingspan:

Wingspan:

Wingspan:

Wingspan:



Hier können Optionen für die Berechnung von Oberdeck, Fahrwerk, Leitwerk und das MTOW festgelegt werden. Die Grundlagen werden im Hauptteil dieser Arbeit erläutert

Spezielle Kabinenabmessungen werden hier definiert (Höhe im Gang, Höhe über dem Außensitz,...). Hier sind normalerweise keine Änderungen notwendig

Hier werden die Größenordnungen und Verhältnisse der Teilmassen dargestellt. Es kann weiter kontrolliert werden ob die ermittelte Kontur die Nutzlastbox auch komplett umschließt

Bild A1.0: Gesamtübersicht der Seite "MAP'99"

## A 1.3 Beispiel 1

Dieses Berechnungsmuster bezieht sich auf den A3XX-100.

### Schritt 1 , Festlegen der einzelnen Parameter

Die Berechnungen beginnen immer auf der Seite "MAP'99" mit der Festlegung einiger Parameter (siehe auch Bild A1.0). In dem dargestellten Feld (Bild A1.2) werden die entsprechenden Optionen gesetzt: Die Eingabe erfolgt durch das "Anklicken" des entsprechenden Feldes und der Eingabe des gewünschten Wertes. Bei der Anzahl der Sitze nebeneinander auf den einzelnen Decks erfolgt dies durch das "Anklicken" des im Bild A1.1 dargestellten Kombinationsfeldes. Dieser 1. Schritt definiert die Kontur der Nutzlastbox.



**Bild A1.1:**  
Kombinationsfeld

Anzahl der nebeneinander liegenden Sitze auf dem **Oberdeck**. Im Beispiel sind dies **8**

Anzahl der Passagiere. Für A3XX-100 sind dies **850**

Anzahl der nebeneinander liegenden Sitze auf dem **Hauptdeck**. Im Beispiel sind dies **10**

Anzahl der Gänge auf den beiden Decks. Hier sind es auf jedem Deck **2 Gänge**

Hier werden die Art und Anzahl der Frachtcontainer festgelegt. Hier sind dies **2 LD3- Container**

Es wird nach der Art der Flugzeugfamilie unterschieden (im Airbusinne). Hier **A3XX Familie**

Diese Werte sind auch in der Diplomarbeit in dieser Art angenommen worden. Sie brauchen für diese Beispielrechnungen nicht verändert werden. Hier gilt:

- Passagiergewicht **100kg**
- Lastvielfaches **3,75**
- Sturzfluggeschwindigkeit **228m/s**

Definition der Nutzlast

Passagierbereich	Frachtbereich
Anzahl der Passagiere: 850	Container im Frachtraum: M1, 96"x125"x96" (ausgewählt) LD3, 60"x64"x79"
Pax auf Upper Deck: 8	Anordnung der Container: k"quer" (ausgewählt) 2 Stück "quer"
Pax auf Main Deck: 10	k"längs" 3 Stück "quer"
Gänge auf dem Upper Deck: 2 Gänge a' 20" (ausgewählt) 3 Gänge	3 Stück, 2x quer
Gänge auf dem Main Deck: 2 Gänge a' 20" (ausgewählt) 3 Gänge	und 1x längs
Durchschnittliches Passagiergewicht: 100	Single Aisle Familie (ausgewählt) A300 Familie A3XX Familie
Lastvielfaches n <sub>z</sub> : 3,75	
Dive Speed: 228	

**Bild A1.2:** 1.Schritt, Festlegung der Parameter



## Schritt 2 , Berechnung der Ellipsenkontur

Die Berechnung der Ellipse kann über zwei Wege erfolgen. Ist die Option "**Ellipsenmodul**" aktiv, dann wird die passende Ellipse über eine relativ schlichte Methode berechnet und übernommen. Diese Variante ist nicht sehr genau.

Deshalb sollte die Ellipse mit der zweiten Option "**Verwendung der Solverlösung**" bestimmt werden. Dieses Verfahren ist sehr zuverlässig. Hier wird auf den EXCEL- Solver zurückgegriffen (siehe Bild A1.3). Dies erfordert eine bestimmte Vorgehensweise, damit es nicht zu Konflikten mit den in MAP'99 verwendeten Makros kommt.

Der weitere Ablauf ist folgender:

1. Eingabe des gewünschten Ausnutzungsgrades. Kleine Werte (ca. 50%) entsprechen einer Kreiskontur. Hohe Werte (ca. 80%) ergeben eine elliptische Form.
2. Setzen der Option "**Ellipsenmodul**". Dies beschleunigt die Rechnung erheblich. Dann "klickt" man in ein beliebiges Feld auf der Seite, damit in der EXCEL Kopfzeile alle Felder wieder aktiv werden. Ansonsten funktioniert der Solver nicht.
3. Aufrufen des Solvers (siehe Bild A1.3) und dann auf das Feld "Lösen" klicken. Die Rechnung startet jetzt.
4. Ist die Rechnung abgeschlossen sollte die Option "**Verwendung der Solverlösung**" wieder aktiviert und das Ergebnis kontrolliert werden. Dies ist möglich anhand der dargestellten Kontur (siehe Bild A1.4). Die dargestellten roten Dreiecke beschreiben dort die Kontur der im 1. Schritt festgelegten "Nutzlastbox". Die berechneten Abmessungen der Ellipse werden jetzt automatisch weiter verwendet.

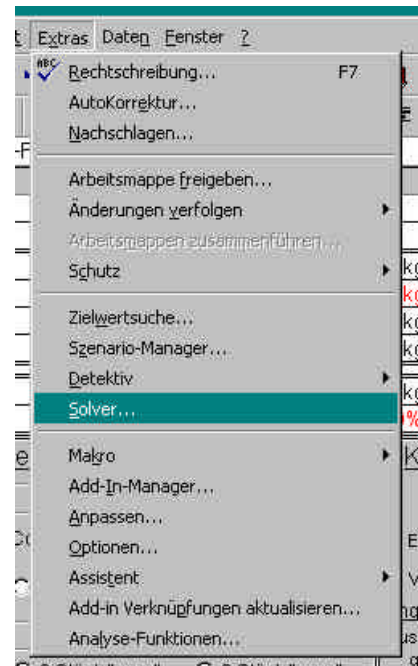


Bild A1.3: Der Excel Solver

Verfahren 1:  
Option "**Ellipsenmodul**"

Verfahren 2:  
Option "**Verwendung der Solverlösung**"

Eingabe des gewünschten Ausnutzungsgrades. Hier in diesem Beispiel **79%**

In diesen Feldern werden die Ergebnisse der Solver-Rechnung dargestellt

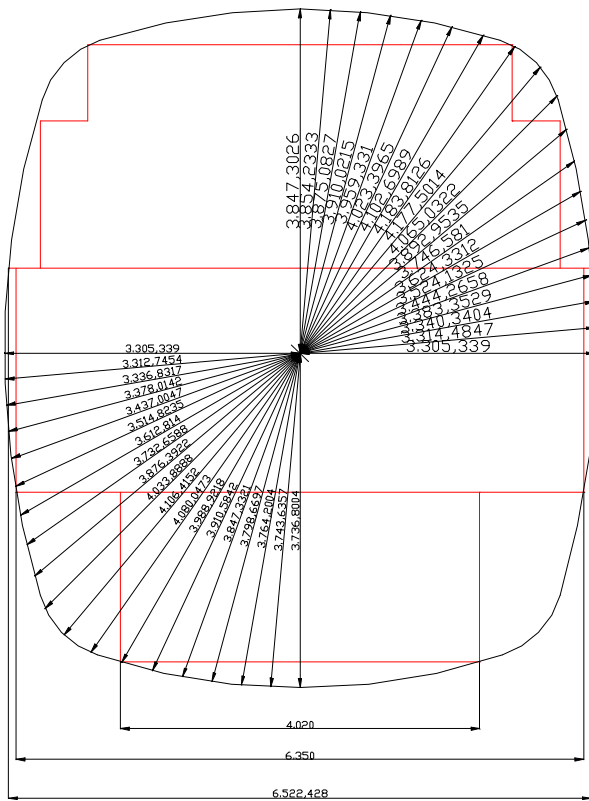
Diese Punkte beschreiben die Kontur der Nutzlastbox

**Bild A1.4:** Kontrolle der Rechnung ob die Nutzlastbox vollständig umschlossen wird

Bild A1.5: Schritt 2, Berechnung der Ellipsenkontur

Ist die Rumpfkontur nicht elliptisch sondern kreisförmig, so sind keine "extra-" Rechnungen an dieser Stelle notwendig.

Geht es um einen anderen beliebig geformten Rumpfquerschnitt, so läßt sich die Kontur nicht automatisch berechnen. Es ist dann nötig die Kontur wie in Bild A1.6 dargestellt, über Konturpunkte einzugeben. Hier sind dann 36 Werte (als Radien) einzugeben (siehe Bild A1.7).

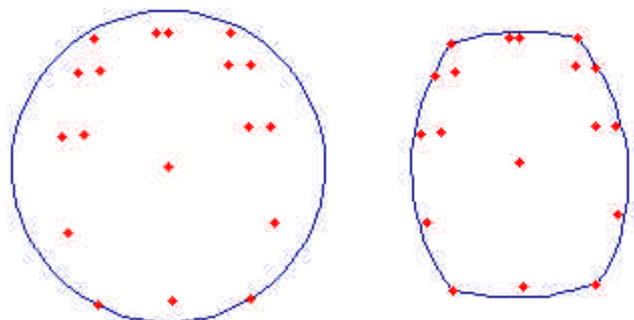


**Bild A1.7:** Bei einem beliebigen Querschnitt müssen die Punkte als Radius eingegeben werden

**Bild A1.6:** Für die Segmentquerschnitte ist die Eingabe der Konturpunkte erforderlich (als Radius). Die Eingabe erfolgt in Metern.

Winkel	r von phi
0	3,764
5	3,771
10	3,792
15	3,826
20	3,875
25	3,938
30	3,987
35	3,948
40	3,829
45	3,715
50	3,615
55	3,531
60	3,461
65	3,405
70	3,362
75	3,332
80	3,314
85	3,309
90	3,316
95	3,336
100	3,368
105	3,413
110	3,471
115	3,544
120	3,63
125	3,732
130	3,849
135	3,983
140	4,077
145	4,072
150	3,988
155	3,91
160	3,847
165	3,798
170	3,746
175	3,743
180	3,736

An der Darstellung für den Kreis- und Segmentquerschnitt läßt sich überprüfen, ob die Nutzlastbox vollständig umschlossen wird.



**Bild A1.8:** Hier kann überprüft werden ob die Nutzlastbox vollständig umschlossen wird

### Schritt 3 , Berechnung der Querträgermasse des Oberdecks

Die Berechnung findet auf der Seite "Querträger" statt. Auch hier müssen vor dem Beginn der Berechnung bestimmte Optionen gesetzt werden. Die Parameter im Bild A1.9 brauchen normalerweise nicht verändert werden. Dies betrifft nur die grau unterlegten Felder.

Bei den Sitzschienen stehen mit dem *Narrow-Body* und dem *Wide Body* Profil zwei Möglichkeiten zur Verfügung. Der *Wide Body* Typ ist wegen der geringeren Querschnittsfläche leichter als der *Narrow Body* Typ und wird deshalb in diesem Beispiel gewählt.

Bei der Berechnung der Querträgermasse muß entschieden werden, ob sich der Träger in der Option "**Außensitz zu Außensitz**" an der Kontur der Nutzlastbox orientiert und dort auch (für die Berechnung) endet, oder in der zweiten Option "**Reale Länge bis zur Außenkontur**" der Träger bis zur äußeren Rumpfkontur reicht. In dieser Arbeit ist diese zweite Option gewählt worden (siehe Bild A1.10).

Es ist möglich für die Querträgergeometrie Grenzen festzulegen (siehe Bild A1.11). Die dort angegebenen Werte haben sich bei der A3XX Rechnung bewährt. Bei der Berechnung wird jetzt ein möglichst leichter Querträger in den festgelegten Grenzen ermittelt

Jetzt kann die Berechnung gestartet werden. Nach der Wahl des Querschnittes (wie in Bild A1.10 dargestellt) muß ein beliebiges Feld angeklickt werden, damit die EXCEL- Kopfleiste wieder aktiv ist. Starten des Solvers, wie dies im ersten Schritt dargestellt worden ist.

Ist das Ergebnis bekannt, ist es nötig die Werte per Hand in die entsprechenden Felder einzutragen (siehe Bild A1.12).

Ergebnisse dieser Berechnungen sind:

- Geometrie des Querträgers
- Masse des gesamten Oberdecks
- Masse der Teilkomponenten

	Länge	Masse
<input type="radio"/> Kreis	7,86 m	-----
<input type="radio"/> Ellipse	6,74 m	-----
<input checked="" type="radio"/> Segment	6,45 m	58,23 kg

Gesamtmasse Upper Deck		
Kreis	Ellip	Segment
79,23 kg	62,29 kg	58,23 kg
8482 kg	6595 kg	6088 kg

**Bild A1.12:** Die Werte müssen von Hand eingetragen werden

**Bild A1.9:** Kennwerte des Oberdecks. Die grau unterlegten Felder werden normalerweise nicht verändert

Lastvielfaches	6
Anzahl Pax	8
Gewicht je Pax	100 kg
Länge Querträger	6,45 m
Kraft auf Querträger	47072 N
Linienlast auf Querträger	7298 $\frac{N}{m}$
Biegemoment an der Einspannung	25301 Nm
Erforderliches Widerstandsmoment	84337 mm <sup>2</sup>
Profilfläche	1785 mm <sup>2</sup>
Spannteilung	660 mm
Querträgermasse	31,1 kg
Seat Track Fläche	540 mm <sup>2</sup>
Anzahl der Seattracks	13
Gewicht der Seattracks	12,2 kg
Fläche Boden	4,26 m <sup>2</sup>
Gewicht Floor Panels	14,9 kg
Masse Floor Panel je m <sup>2</sup>	3,5 kg
Zusatzgewicht für Anpassung	0,0 kg

Länge des Querträgers		
<input checked="" type="radio"/>	Reale Länge bis zur Rumpfkontur	
<input type="radio"/>	Annahme Außensitz zu Außensitz	
	Länge	Masse
<input type="radio"/> Kreis	7,86 m	-----
<input type="radio"/> Ellipse	6,74 m	-----
<input checked="" type="radio"/> Segment	6,45 m	58,23 kg

**Bild A1.10:** Option für die Länge des Querträgers und Art des zu berechnenden Querschnittes

Abmessungen Querträgerprofil	Grenzen	
	min	max
h <sub>b</sub>	10	20
b	30	60
h	50	300
s	4,70	10
alle Angaben in mm	alle Angaben in mm	
ys	150	

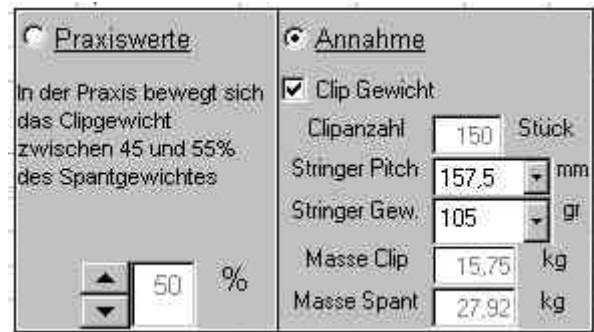
**Bild A1.11:** Festlegung von Grenzen bei der Querträgergeometrie

## Schritt 4 , Berechnung der Spantmasse

Auf der Seite "Spant und Clip" sind viele Optionen vorhanden, die hier erklärt werden sollen. Die eigentliche Berechnung des Beispiels wird deshalb an das Ende gestellt.

### Masse des Clip

Hier ist es möglich zwischen zwei Verfahren zu wählen. Die Masse des Clip kann einmal mit Praxiswerten bestimmt werden. In diesem Fall wird die Option "**Praxiswerte**" gesetzt. Der prozentuale Anteil der Clipmasse am Spantgewicht kann durch das Anklicken der Pfeiltasten verändert werden (siehe Bild A1.13).



**Bild A1.13:** Beim Clipgewicht gibt es zwei Verfahren. Es stehen für die Clipmasse und die Stringerteilung Alternativen zur Verfügung.

Ist die zweite Option "**Annahme**" aktiv, so werden Sachverhalte der A340 verwendet. Auch hier stehen bei der Stringerteilung und beim Clipgewicht Alternativen zur Verfügung. Bei der Stringerteilung gibt es einen Wert von 125mm. Dieser sollte nur für Flugzeuge der *Single Aisle Familie* verwendet werden. Bei diesem Beispiel gelten die in Bild A1.13 gewählten Einstellungen.

### Spantteilung

Hier kann zwischen drei Optionen gewählt werden. 21 Zoll gelten für die jetzt aktuellen Airbusmuster. 25 Zoll bzw. 26 Zoll werden bei der A3XX angewendet.

Bei diesem Beispiel wird ein Spantabstand von **26 Zoll** gewählt.



**Bild A1.14:** Mögliche Spantteilungen

### Festlegung von Grenzen für die Spantgeometrie

In den in Bild A1.15 dargestellten Feldern werden sinnvolle Ober- und Untergrenzen für die Spantgeometrie festgelegt. Die Untergrenzen sollten sich dabei an den existierenden Airbusflugzeugen orientieren. Die Untergrenze für die Hautstärke wird dabei automatisch über die Kesselformel bestimmt und sollte hier nicht verändert werden. die Obergrenze ist aber frei wählbar.

Abmessungen		Grenzwerte	
		Min	Max
H <sub>Spant</sub> :	185,6	60	250
H <sub>Stringer</sub> :	35,0	30	35
H <sub>Bündel</sub> :	15,0	8	15
S <sub>Spant</sub> :	1,6	1,6	7
S <sub>Haut</sub> :	2,308	2,23	5,00
B <sub>Spant</sub> :	36,5	20	50

**Bild A1.15:** Grenzen für die Spantgeometrie



### Berechnung der Spantmasse

Es muß entschieden werden, ob die Spantmasse oder die Gesamtmasse (**nur hier** ist damit die Summe aus Spant- und Hautmasse gemeint) möglichst gering sein soll. Die sinnvollere Option in diesem Zusammenhang ist die in Bild A1.16 gewählte "Gesamtmasse minimieren". Die weiteren Optionen sollen anhand Bild A1.17 näher erklärt werden.

**Bild A1.16:** Mögliche Zielsetzungen



Wert Betrag	Kreis	Ellipse(SKO)	Ellipse(FEM)	<input type="radio"/> Segment
Innendruck	2763,6	15621,0		<input type="radio"/> Ellipse
Fußboden	11709,8	11069,5627		
Summe	11823,5	20668,9	33150,8	42065930

Wert	1	2	3
	Kreis	Ellipse(SKO)	Ellipse(FEM)
Wert.....	2763,62	15620,96	Seitenverhältnis
Wert.....	11709,83	11069,56	0,830
Summe	11823,5	20668,9	33150,8
Rumpflänge	70,70	69,92	69,92
Umfang	25,40	24,08	24,08
Summe...	0,0	0,0	33150,8
Boden...	0,0	0,0	
Innendruck...	0,0	0,0	
Rumpflänge...	0,0	0,0	69,92
Umfang ...	0,0	0,0	24,08

Option :	<b>3</b>	Ellipse FEM
Umfang :	24,08	
Rumpflänge :	69,92	
Summe W... :	33150,8	
W ... Druck :	0,0	
W ... Druck :	0,0	

Wert	1	2	3	4
	Innendruck	Fußboden	Summe	Max-Wert
Wert	0,0	0,00	33150,8	0,0
gewählt	0,00	0,00	33150,84	0,00

Option:	<b>3</b>
Hautanteil:	0%
W ... :	33150,8

Wenn ein Segmentquerschnitt berechnet werden soll, wird diese Option auf "Segment" gesetzt. Für Ellipsen und Kreisquerschnitte wird "Ellipse" gesetzt. In diesem Beispiel wird "Ellipse" gewählt.

Zur Berechnung eines Segmentquerschnittes ist es notwendig an dieser Stelle das mittlere Biegemoment in Nmm aus der FEM- Rechnung anzugeben.

An dieser Stelle wird entschieden, welcher Rumpfqerschnitt berechnet werden soll. Hierbei werden drei Fälle unterschieden:

- Kreisquerschnitte (1)
- Ellipsenquerschnitte (3)
- Segmentquerschnitte (3)

Wird eine (2) eingegeben, dann erfolgt die Berechnung der Ellipse nach bestimmten Zusammenhängen aus der Strukturkonstruktion. Diese Methode ist ungenau, da sie auf Kreisquerschnitte ausgerichtet ist. Die Option (2) ist deshalb hier **nicht** geeignet. Für das Beispiel wird Option (3) gewählt.

Diese Option sollte nur in Sonderfällen geändert werden. Für Kreisquerschnitte ist es hier möglich die Belastungen aus dem Innendruck und den Passagierlasten auf den Spant getrennt zu betrachten. Dies ist allerdings für Ellipsen- und Kreisquerschnitte nicht möglich. Die Einstellung sollte also unverändert bleiben, um Fehler zu vermeiden. Im Beispiel ist hier Option (3) gesetzt.

**Bild A1.17:** Wahl von Optionen als Vorbereitung für die Spantberechnung

Als nächstes kann der Solver auf bekanntem Weg aufgerufen werden, mit dem Anklicken des Feldes "Lösen" startet die Rechnung. Die Iterationen die hier durchgeführt werden sind sehr umfangreich, deshalb dauert die Rechnung etwas länger. Es kann daher vorkommen, daß das voreingestellte Zeitlimit von 100 Sekunden für die Rechnung überschritten wird. In diesem Fall wird gefragt, ob die Rechnung fortgesetzt werden soll. Dies sollte getan werden, da der Rechengang schon fast am Ende steht.

Abmessungen		Grenzwerte	
		Min	Max
H <sub>Spant</sub> :	185,6	60	250
H <sub>Stringer</sub> :	35,0	30	35
H <sub>Büchel</sub> :	15,0	8	15
S <sub>Spant</sub> :	1,6	1,6	7
S <sub>Haut</sub> :	2,308	2,23	5,00
B <sub>Spant</sub> :	36,5	20	50

**Bild A1.18:** Damit startet die Iteration mit dem oberen Grenzwert

Es hat sich als vorteilhaft erwiesen, **vor der Rechnung** in dem in BildA1.18 markiertem Feld den oberen Grenzwert einzugeben. Dies bewirkt, daß die Iteration bei diesem Wert von "oben" beginnt. Es hat sich gezeigt, daß die Spantmassen dadurch geringer werden.

Ist das Ergebnis bekannt, ist wieder Handarbeit bei der Übertragung der Ergebnisse notwendig. Die Lösungen für Hautstärke und Spantmasse werden in die entsprechenden Felder eingetragen (siehe Bild A1.19).

**Bild A1.19:** Übertragen der Ergebnisse von Hautstärke und Spantmasse

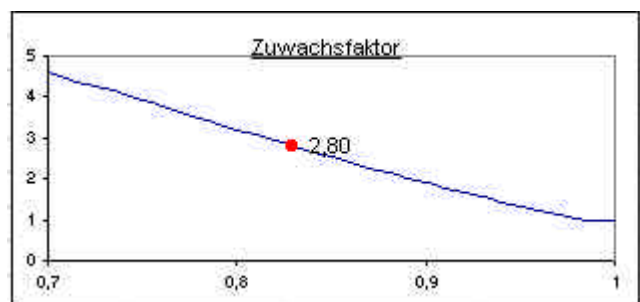
Abmessungen		Grenzwerte	
		Min	Max
H <sub>Spant</sub> :	185,6	60	250
H <sub>Stringer</sub> :	35,0	30	35
H <sub>Büchel</sub> :	15,0	8	15
S <sub>Spant</sub> :	1,6	1,6	7
S <sub>Haut</sub> :	2,308	2,31	5,00
B <sub>Spant</sub> :	36,5	20	50
b <sub>m</sub> :	73,0		
Randfaserabstand :	128,2		
σ <sub>0,2,er</sub> :	300		
Rho 2024 :	2,7		
20746,97 Kg			
<b>Masse Spant:</b>		<b>Masse ges:</b>	
28,45 kg		44,1 kg	
<b>Spantmasse ges Rumpf</b>		<b>Spantmasse ges Rumpf</b>	
3012 kg		4713 kg	
	Spantmasse	Haut	
Kreis	3570 kg	2,45 mm	
Ellipse	4713 kg	2,31 mm	
Segment	12771 kg	2,23 mm	

Es empfiehlt sich, die Berechnung für den Segmentquerschnitt nach dem Kreis- und Ellipsenquerschnitt durchzuführen.

Folgende Ergebnisse liefert diese Seite:

- Geometrie des Spantes
- Hautstärke
- Masse eines Spantes
- Masse aller Spante im Rumpf
- Masse der Clips
- Darstellung des Zuwachsfaktors für die Belastung des

Ellipsen- bzw. Segmentquerschnittes durch das Biegemoment gegenüber dem (Referenz-) Kreisquerschnitt (siehe Bild A1.20). Hier ist die Belastung im Ellipsenquerschnitt 2,8 mal so hoch wie im vergleichbaren Kreisquerschnitt.



**Bild A1.20:** Zuwachsfaktor der Belastung durch das Biegemoment für den Ellipsenquerschnitt

### Schritt 5 , Berechnung der Stringermasse

Auf der Seite "Haut und Stringer" kann die Stringermasse über zwei Verfahren bestimmt werden. Es gibt die Möglichkeit die Stringermasse über Praxiswerte zu bestimmen. Der prozentuale Massenanteil kann hier noch variiert werden.



**Bild A1.21:** Verschiedene Verfahren zur Bestimmung der Stringermasse

Ist die Option "**Burt- Phillips**" gesetzt, wird die Stringermasse über entsprechende Formeln berechnet (im Hauptteil dieser Arbeit vorgestellt). In der Diplomarbeit ist mit dieser Option gearbeitet worden (siehe Bild A1.21).

Diese Seite beinhaltet außerdem Übersichten über die Hautstärke in Abhängigkeit des Umlaufwinkels, der Stringermasse und übrige bis jetzt erzielte Ergebnisse.

### Schritt 6 , Berechnung der Leitwerks- und Fahrwerksmasse sowie des MTOW

Zu diesem Zweck wird die Seite "MAP'99" aufgerufen. Die Berechnung geht sehr zügig und ist mit wenigen Mausklicks erledigt. Bild A1.22 zeigt, welche Optionen für dieses Beispiel gesetzt worden sind.

Werden Flugzeuge berechnet, die von der Bauart einer A3XX mit zwei Passagierdecks sind, gilt die hier gesetzte Option. Für Eindeck Konfigurationen wird die andere Option "**kein Upper Deck vorhanden**" gewählt.

Bei der Berechnung der Masse des Oberdecks ist ein alternatives Verfahren vorhanden. Dieses ist im Hauptteil vorgestellt worden. Bessere Ergebnisse werden mit der selbst durchgeführten Rechnung erzielt (siehe Schritt 3).

Die einzelnen Verfahren zur Bestimmung der Fahrwerksmasse sind im Hauptteil vorgestellt worden

Für die Bestimmung der Leitwerksmasse stehen zwei ziemlich ähnlich aufgebaute Verfahren zur Verfügung

Die einzelnen Verfahren zur Bestimmung der Abflugmasse sind im Hauptteil vorgestellt worden

Bestimmung der Teilmassen										
<p><u>Masse des Upper Deck</u></p> <input type="radio"/> Kein Upper Deck vorhanden <input checked="" type="radio"/> Upper Deck ist vorhanden.	<p>Für Torenbeek gilt eine zulässige Flächenbelastung von:</p> <p style="text-align: center;">500 kg/m<sup>2</sup></p>	<p>Die Masse für einen Querträger beträgt:</p> <p style="text-align: center;">58,22 kg je Träger</p>								
<p>Verwendetes Verfahren zur Massenberechnung</p> <input type="radio"/> Bestimmung nach Torenbeek <input checked="" type="radio"/> Bestimmung über Rechnung	<p>Verwendetes Querträgerprofil beim Berechnungsverfahren</p> <input type="radio"/> Narrow-Body <input type="radio"/> Wide-Body <input checked="" type="radio"/> errechnetes Profil	<p>Gilt für 1 Querträger mit Seat Tracks und Floor Panels.</p>								
<p><u>Masse des Fahrwerks</u></p> <input checked="" type="radio"/> Methode Torenbeek Airbus <input type="radio"/> Methode Torenbeek Diverse <input type="radio"/> Methode Siewert Diverse	<p><u>Leitwerksmasse</u></p> <input type="radio"/> Orientiert an A3XX Daten <input checked="" type="radio"/> Orientiert an Statistikdaten									
<p>Abschätzung des MTOW aus einer gegebenen Rumpfmasse:</p>										
<p><u>Rumpfgeometrie</u></p> <table style="width: 100%; text-align: center;"> <tr> <td><input type="radio"/> Torenbeek</td> <td><input type="radio"/> Kreis-querschnitt</td> <td><input type="radio"/> Ellipsen-querschnitt</td> <td><input type="radio"/> Segment-querschnitt</td> </tr> <tr> <td></td> <td>540000</td> <td>540001</td> <td>540002</td> </tr> </table>			<input type="radio"/> Torenbeek	<input type="radio"/> Kreis-querschnitt	<input type="radio"/> Ellipsen-querschnitt	<input type="radio"/> Segment-querschnitt		540000	540001	540002
<input type="radio"/> Torenbeek	<input type="radio"/> Kreis-querschnitt	<input type="radio"/> Ellipsen-querschnitt	<input type="radio"/> Segment-querschnitt							
	540000	540001	540002							
<p><b>Gewählte Rumpfmassen:</b></p> <table style="width: 100%; text-align: center;"> <tr> <td><input checked="" type="radio"/> Statistik aus Airbusflugzeugen [linear]</td> <td><input type="radio"/> Statistik aus Mustern verschiedener Hersteller [linear]</td> <td><input type="radio"/> Statistik aus Mustern verschiedener Hersteller [logarithmisch]</td> </tr> <tr> <td>543438 kg</td> <td>510083 kg</td> <td>655761 kg</td> </tr> </table>			<input checked="" type="radio"/> Statistik aus Airbusflugzeugen [linear]	<input type="radio"/> Statistik aus Mustern verschiedener Hersteller [linear]	<input type="radio"/> Statistik aus Mustern verschiedener Hersteller [logarithmisch]	543438 kg	510083 kg	655761 kg		
<input checked="" type="radio"/> Statistik aus Airbusflugzeugen [linear]	<input type="radio"/> Statistik aus Mustern verschiedener Hersteller [linear]	<input type="radio"/> Statistik aus Mustern verschiedener Hersteller [logarithmisch]								
543438 kg	510083 kg	655761 kg								

**Bild A1.22:** Leitwerks- und Fahrwerksmasse, MTOW

## Schritt 7 , Berechnung der aerodynamischen Eigenschaften

Auf der Seite "Aerodynamik I" kann der Widerstand des Rumpfes und einige grundlegende Flugleistungsdaten berechnet werden. Es sind hier zwei nahezu identische Blätter vorhanden. Der einzige Unterschied besteht darin, daß einmal das errechnete MTOW benutzt wird und einmal das MTOW manuell eingegeben werden muß. Je nachdem welcher Fall gewünscht ist, wird das entsprechende Blatt aktiviert (siehe Bild A1.23).

Die Optionen die auf der Seite "Aerodynamik I" zur Verfügung stehen definieren eine *Reise-flughöhe*, eine *Reisemachzahl* und die *Reiseflugdauer* (siehe Bild A1.23). Weiter lassen sich auch die *Flügel-daten* verändern. Ist das Flugzeug vom Typ A3XX so sollten diese Daten beibehalten werden.

The screenshot shows a software interface for aerodynamic calculations. Five callout boxes provide context for specific inputs:

- Wahl der Flughöhe:** In diesem Beispiel sind dies **35000ft**
- Wahl der Reisemachzahl:** In diesem Beispiel beträgt sie **M=0.85**
- Einheit für die Flughöhe (Fuß oder Meter):** (Green box pointing to the unit selector)
- Festlegung der Flügel-daten:** (Blue box pointing to the wing area and span inputs)
- Bestimmung der Reise-flugdauer:** Aus Vergleichsgründen ist **eine Stunde** sinnvoll

The interface includes the following data and controls:

- Inputs:** Flughöhe (35000), Mcr (0.85), Fluggeschw. (252.038), HLW-Fläche (220), SLW-Fläche (124), Flügelfläche (780), Streckung (8), Temperatur (218.77), Viskosität (3.8013), Schallgeschw. (296.5), Dichte (0.379), Druck (23837).
- Calculations:** SFC RR Trent 800:  $0,571 \frac{lb}{kg \cdot h} = 16,174 \frac{mg}{N \cdot s}$ ;  $\frac{S_N}{S_R} = 0,47$ ; Gleitzahlkorrektur: 0.
- Options:**  aktiv,  Kreis,  Ellipse,  Segment.
- Assumptions (Annahmen):**
  - Die Masse während des Reisefluges entspricht dem  $M_{MTOW}$
  - Die Masse ändert sich nicht
  - Es wird nur der Reiseflug betrachtet
  - Für alle Querschnitte wird ein **gleiches  $M_{row}$**  angenommen

**Bild A1.23:** Annahmen für die aerodynamische Beurteilung des Entwurfes

## Schritt 8 , Ausgabe des Ergebnisprotokolles

Wird die Seite "Ausgabeblatt" aufgerufen, so finden sich dort alle relevanten Ergebnisse in einer ausführlichen Zusammenfassung. Der Ausdruck besteht aus zwei Seiten. Auf der ersten Seite werden sämtliche Rechenergebnisse festgehalten. Auf der zweiten Seite werden die gewählten Optionen aufgeführt. Bild A1.24 (Seite 143) stellt eine solche Ausgabeseite mit den Ergebnissen für das Beispielflugzeug dar. Bild A1.25 (Seite 144) stellt eine Übersicht über die gewählten Optionen dar



# Übersicht über Massen und Abmessungen

Typ: A3XX-100

Betrachtete Rumpquerschnitte		
Kreisquerschnitt	Ellipsenquerschnitt	Segmentquerschnitt
Spantteilung: 660 mm		
<b>Abmessungen:</b> Rumpflänge: 70,70 m Höhe <sub>Rumpf</sub> : 8,09 m Breite <sub>Rumpf</sub> : 8,09 m Umfang <sub>Rumpf</sub> : 25,40 m Höhe <sub>Upper Deck</sub> : 2,50 m Höhe <sub>Main Deck</sub> : 2,50 m Höhe <sub>Lower Deck</sub> : 1,90 m Breite <sub>Upper Deck</sub> : 7,86 m Breite <sub>Main Deck</sub> : 7,47 m Breite <sub>Lower Deck</sub> : 4,22 m Querschnittsfläche: 51,4 m <sup>2</sup> Rumpfoberfl.: 1530,2 m <sup>2</sup> Gesamtlänge: 74,6 m	<b>Abmessungen:</b> Rumpflänge: 69,92 m Höhe <sub>Rumpf</sub> : 8,34 m Breite <sub>Rumpf</sub> : 6,92 m Umfang <sub>Rumpf</sub> : 25,40 m Höhe <sub>Upper Deck</sub> : 2,50 m Höhe <sub>Main Deck</sub> : 2,50 m Höhe <sub>Lower Deck</sub> : 1,90 m Breite <sub>Upper Deck</sub> : 6,74 m Breite <sub>Main Deck</sub> : 6,42 m Breite <sub>Lower Deck</sub> : 3,89 m Querschnittsfläche: 45,3 m <sup>2</sup> Rumpfoberfl.: 1434,1 m <sup>2</sup> Gesamtlänge: 73,8 m	<b>Abmessungen:</b> Rumpflänge: 69,05 m Höhe <sub>Rumpf</sub> : 7,50 m Breite <sub>Rumpf</sub> : 6,63 m Umfang <sub>Rumpf</sub> : 23,63 m Höhe <sub>Upper Deck</sub> : 2,50 m Höhe <sub>Main Deck</sub> : 2,50 m Höhe <sub>Lower Deck</sub> : 1,90 m Breite <sub>Upper Deck</sub> : 6,45 m Breite <sub>Main Deck</sub> : 7,01 m Breite <sub>Lower Deck</sub> : 4,33 m Querschnittsfläche: 42,8 m <sup>2</sup> Rumpfoberfl.: 1327,4 m <sup>2</sup> Gesamtlänge: 72,9 m
<b>Massen:</b> Spant: 3570 kg Stringer: 7433 kg Haut: 9171 kg Upper Deck: 8482 kg <b>Summe : 28656 kg</b> Leitwerk: 10691 kg Fahrwerk: 21899 kg <b>Summe : 61247 kg</b>	<b>Massen:</b> Spant: 4713 kg Stringer: 6765 kg Haut: 8111 kg Upper Deck: 6595 kg <b>Summe : 26184 kg</b> Leitwerk: 10876 kg Fahrwerk: 20334 kg <b>Summe : 57394 kg</b>	<b>Massen:</b> Spant: 12771 kg Stringer: 6048 kg Haut: 7249 kg Upper Deck: 6088 kg <b>Summe : 32156 kg</b> Leitwerk: 11091 kg Fahrwerk: 27338 kg <b>Summe : 70585 kg</b>

Betrachtete Nutzlast	
<b>Pax-Deck</b> Pax-Anzahl: 950 Pax-Gewicht: 100,0 kg Sitze abrest: 18 Sitze UD: 8 Sitze MD: 10 Gänge UD: 2 Gänge MD: 2	<b>Fracht Deck</b> Art Container: Std. LD3 Anzahl Cont.: 2
<b>Upper Deck:</b> benötigt: 12,3 m <sup>2</sup> vorhanden: 18,1 m <sup>2</sup> Kreis: 68% Ellipse: 76% Segment: 84%	<b>Main Deck:</b> benötigt: 15,9 m <sup>2</sup> vorhanden: 19,8 m <sup>2</sup> Kreis: 80% Ellipse: 93% Segment: 97%
<b>Lower Deck:</b> benötigt: 6,3 m <sup>2</sup> vorhanden: 13,5 m <sup>2</sup> Kreis: 47% Ellipse: 52% Segment: 54%	<b>Lower Deck:</b> benötigt: 11,7 m <sup>2</sup> vorhanden: 16,4 m <sup>2</sup> Kreis: 93% Ellipse: 97%
<b>Raumausnutzung</b> benötigt: 12,3 m <sup>2</sup> vorhanden: 18,1 m <sup>2</sup> Kreis: 68% Ellipse: 76% Segment: 84%	<b>Raumausnutzung</b> benötigt: 15,9 m <sup>2</sup> vorhanden: 19,8 m <sup>2</sup> Kreis: 80% Ellipse: 93% Segment: 97%

Aerodynamik			
odkoeffizient	odg.koeffizient	M <sub>0</sub>	Indekoeffizient
Kreis: 37,62	145,95		108,1%
Ellipse: 35,19	141,78	0,85	100,0%
Segment: 32,57	139,45		127,5%
<b>MTOV beachten!</b> Kreis: 543438 kg Ellipse: 510084 kg Segment: 655762 kg Errechnetes MTOV			

Kabineabmessungen	

Bild A1.24: Ausdruck des Ausgabeblattes für Beispiel 1 (A3XX-100)

Übersicht der gewählten Optionen			
<b>Grundsätzliches</b>		<b>Spantberechnung</b>	
Höhe des Lower Deck	1,9 m	Das Clippgewicht wird bestimmt nach:	Getroffenen Annahmen
Konturberechnung der Ellipse	Solverlösung	Die Clips wiegen	----- des Spantes
Wahl der Flugzeugfamilie	A3XX Familie	Es soll minimiert werden	Gesamtmasse
Lastvielfaches $n_x$	3,75	Stringerpitch	157,5
Geschwindigkeit $V_{0,2}$	228	1 Clip wiegt	105
Deckenhöhe über dem Außensitz auf dem Upper	1,65 m	<b>Stringermasse</b>	
Breite des Außensitzes auf dem Upper Deck	0,53 m	Die Stringermasse wird bestimmt nach:	Burt- Phillips
		Die Stringermasse beträgt:	----- der Haut
<b>Upper Deck</b>			
Ein Upper Deck ist vorhanden			
Die Massenbestimmung erfolgt über:	Eigene Rechnung		
Das Querträgerprofil ist	selbst berechnet worden		
Das Sitzschienenprofil ist	ein Wide Body Profil		
Für die Querträgerlänge wird angenommen:	reale Länge bis Haut		
Flächenbelastung für Torenbeek:	Angabe nicht relevant		
<b>Fahrwerk</b>			
Verwendete Methode:	Torenbeek AI		
<b>Leitwerksmasse</b>			
Orientierung an Statistikdaten			
<b>Abschätzung des MTOV</b>			
Verwendete Methode:	Airbusflugzeuge linear		

**Bild A1.25:** Ausdruck des Ausgabeblattes mit den Informationen über die gewählten Optionen für Beispiel 1 (A3XX-100)

## A 1.4 Beispiel 2

Dieses Beispiel bezieht sich auf die A340-300.

Durch Beispiel 1 sind die relevanten Teile von MAP'99 bereits vorgestellt worden. Im Beispiel 2 werden die relevanten Unterschiede zwischen beiden Berechnungen beschrieben.

Da das Beispielflugzeug über einen kreisförmigen Rumpf und nur über ein Passagierdeck verfügt wird die Berechnung kürzer als beim ersten Beispielflugzeug sein.

### Schritt 1 , Festlegen der einzelnen Parameter

Die Berechnungen beginnen wieder auf der Seite MAP'99 mit der Festlegung einiger Parameter (siehe auch Bild A1.26). Diese sind gegenüber Beispiel 1 nur wenig verändert. Mit Hilfe dieser Angaben ist die Nutzlastbox definiert.

Die Anzahl der nebeneinander liegenden Sitze beträgt **9** (auf einem Deck)

Die Anzahl der Passagiere beträgt **440**

Es werden auf dem Frachtdeck LD3-Container verwendet (**2 quer**)

Um die Eindeck Konfiguration zu simulieren, wird das Hauptdeck auf **0 Sitze nebeneinander** gesetzt

Die Anzahl der Gänge beträgt **2**

Diese Angabe ist nicht relevant

Diese Werte sind nicht verändert worden

Das betrachtete Beispielflugzeug gehört zu der **A300 Familie**

**Definition der Nutzlast**

Passagierbereich	Frachtbereich
Anzahl der Passagiere: 440	Container im Frachtraum:
Pax auf Upper Deck: 9	<input type="radio"/> M1 ; 96"x125"x96"
Pax auf Main Deck: 0	<input checked="" type="radio"/> LD3 ; 60"x64"x79"
Gänge auf dem Upper Deck	Anordnung der Container
<input checked="" type="radio"/> 2 Gänge a' 20" <input type="radio"/> 3 Gänge a' 20"	<input type="radio"/> 2 Stück "quer" <input checked="" type="radio"/> 2 Stück "quer"
Gänge auf dem Main Deck	<input type="radio"/> 2 Stück "längs" <input type="radio"/> 3 Stück "quer"
<input checked="" type="radio"/> 2 Gänge a' 20" <input type="radio"/> 3 Gänge a' 20"	<input type="radio"/> 3 Stück, 2x quer und 1x längs
Durchschnittliches Passagiergewicht: 100 kg	
Lastvielfaches n <sub>z</sub> : 3,75	<input type="radio"/> Single Aisle Familie <input checked="" type="radio"/> A300 Familie <input type="radio"/> A3XX Familie
Dive Speed: 228	

**Bild A1.26:** 1.Schritt, Festlegung der Parameter

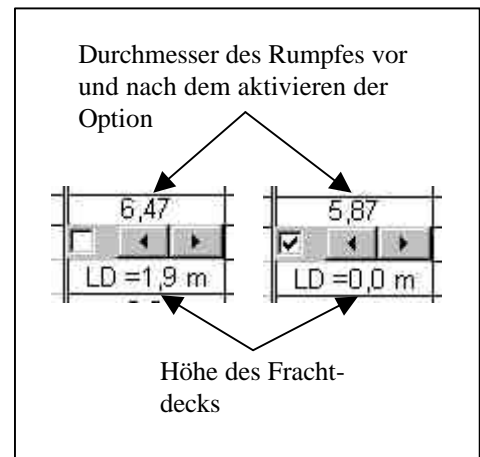
### Schritt 2 , Berechnung der Kreiskontur

Da die Kreiskontur ohne zusätzliche Solver- Rechnungen erfolgt, ist der Aufwand an dieser Stelle etwas geringer. Der Rumpfdurchmesser der A340-300 beträgt (wie bei allen aktuellen Airbus *Wide Bodies*) 5,64m. Für die Kreiskontur wird aber durch MAP'99 ein Durchmesser von 6,47m berechnet. Dieser Wert ist somit viel zu hoch. Hier macht sich bemerkbar, daß das Programm ursprünglich für den A3XX geschrieben worden ist. Ein Weg den Durchmesser zu reduzieren, besteht darin die Höhe des Frachtraumes zu verringern. Mit Bild A1.27 wird gezeigt, wie dies auf einfache Weise erfolgen kann. Durch das Anklicken der Pfeiltasten kann die Höhe des Frachtraumes in 10cm

Stufen verändert werden. Eine Anpassung an bekannte Rumpfdurchmesser ist so möglich.

Auch wenn in diesem Fall die gewünschten 5,64m um 0,23m verfehlt werden, so ist die Abweichung noch in tolerierbaren Grenzen. Mit diesem Wert wird die weitere Berechnung durchgeführt.

**Bild A1.27:**  
Der Rumpfdurchmesser kann durch diese Option an bekannte Daten angepaßt werden



### Schritt 3 , Berechnung der Querträgermasse des Oberdecks

Dieser Arbeitsschritt entfällt!

### Schritt 4 , Berechnung der Spantmasse

Der Rechengang auf der Seite "Spant und Clip" ist der gleiche wie bei Beispiel 1. Die Spantteilung wird allerdings auf 21 Zoll herabgesetzt (siehe Bild A1.28).

Als Grenzwerte für die Spantgeometrie sind die in Bild A1.29 dargestellten Werte gewählt worden.

Mit den auf der folgenden Seite dargestellten Einstellungen (in Bild A1.31), kann jetzt für die Kreisform der Spant berechnet werden.



**Bild A1.28:**  
Die Spantteilung wird für den A340 auf 21 Zoll gesetzt

Abmessungen	Grenzwerte	
	Min	Max
H <sub>Spant</sub> :	80,0	80 250
H <sub>Stringer</sub> :	30,0	30 35
H <sub>Büchel</sub> :	8,0	8 15
S <sub>Spant</sub> :	1,6	1,6 7
S <sub>Haut</sub> :	1,776	1,78 5,00
B <sub>Spant</sub> :	20,0	20 50

**Bild A1.29:** Folgende Grenzwerte für die Spantgeometrie werden festgelegt

Der Solver kann aufgerufen werden und die Rechnung wird gestartet. Die Ergebnisse müssen wieder, wie in Bild A1.31 gezeigt, übertragen werden.

Abmessungen		Grenzwerte	
		Min	Max
H <sub>Spant</sub> :	80,0	80	250
H <sub>Stringer</sub> :	30,0	30	35
H <sub>Bündel</sub> :	8,0	8	15
S <sub>Spant</sub> :	1,6	1,6	7
S <sub>Haut</sub> :	1,776	1,78	5,00
B <sub>Spant</sub> :	20,0	20	50
b <sub>m</sub> :	40,0		
Randfaserabstand :	59,2		
σ <sub>0,2</sub> :	300		
Rho 2024 :	2,7		
11415,07 Kg			
<b>Masse Spant:</b>	<b>10,20 kg</b>	<b>Masse ges:</b>	<b>2.449 kg</b>
<b>Spantmasse ges Rumpf</b>	<b>1168 kg</b>	<b>Spantmasse ges Rumpf</b>	<b>2575 kg</b>
	Spantmasse	Haut	
Kreis:	2575 kg	1,78 mm	
Ellipse	4713 kg	2,31 mm	
Segment	12771 kg	2,23 mm	

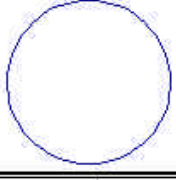
**Bild A1.31:** Übertragung der Ergebnisse in die entsprechenden Felder

Werf Betrag	Kreis	Ellipse(SKO)	Ellipse(FEM)	Segment
Innendruck	1176,9	12616,9		<input checked="" type="radio"/>
Fußboden	4473,0	5733,37988		<input type="radio"/>
Summe	4614,3	11191,2	12937,4	42065930

Werf	1	2	3	
	Kreis	Ellipse(SKO)	Ellipse(FEM)	
Wert.....	1176,91	12616,93		Seitenverhältnis
Wert.....	4473,02	5733,38		0,830
Summe	4614,3	11191,2	12937,4	Zuwachsfaktor
Rumpflänge	61,10	64,03	64,03	2,80
Umfang	18,45	24,08	24,08	
Summe...	4614,3	0,0		0,0
Boden...	4473,0	0,0		
Innendruck...	1176,9	0,0		
Rumpflänge...	61,1	0,0		0,00
Umfang ...	18,4	0,0		0,00

Option :	<b>1</b>	Kreis	
Umfang :	18,45		
Rumpflänge :	61,10		
Summe W...	4614,3		
W ...	4473,0		
W ...	1176,9		

Werf	1	2	3	4
	Innendruck	Fußboden	Summe	Max- Wert
Wert	1176,9	4473,02	4614,3	4473,0
gewählt	0,00	0,00	4614,25	0,00

<b>Option:</b>	<b>3</b>
<b>Hautanteil:</b>	<b>0%</b>
<b>W ... :</b>	<b>4614,3</b>

**Bild A1.30:** Vorbereitungen zur Spantberechnung

### Schritt 5 , Berechnung der Stringermasse

Gegenüber Beispiel 1 gibt es hier keine Unterschiede (siehe Bild A1.32).

Stringermasse	
<input checked="" type="radio"/> Annahme nach Burt-Phillips	<input type="radio"/> Praxiswerte; 20 bis 40% der Hautmasse
30 %	

**Bild A1.32:** Verschiedene Verfahren zur Bestimmung der Stringermasse



## Schritt 6 , Berechnung der Leitwerks- und Fahrwerksmasse sowie des MTOW

Zu diesem Zweck wird wieder die Seite MAP'99 aufgerufen. Bild A1.33 zeigt welche Optionen in diesem Zusammenhang gewählt worden sind.

Da der A340 nur ein Passagierdeck hat, wird diese Option gesetzt. Sämtliche Rechenverfahren für das Oberdeck werden damit deaktiviert.

Dieses Verfahren bestimmt in diesem Zusammenhang die Fahrwerksmasse recht treffend.

Diese Funktion ist derzeit **nur für die A3XX Familie** verwendbar.

Diese Option bleibt gegenüber dem ersten Beispiel unverändert.

Bestimmung der Teilmassen		
<u>Masse des Upper Deck</u> <input checked="" type="radio"/> Kein Upper Deck vorhanden <input type="radio"/> Upper Deck ist vorhanden	Für Torenbeek gilt eine zulässige Flächenbelastung von: <input type="text" value="500"/> kg/m <sup>2</sup>	Die Masse für einen Querträger beträgt: <input type="text" value="0"/> kg je Träger
Verwendetes Verfahren zur Massenberechnung <input type="radio"/> Bestimmung nach Torenbeek <input checked="" type="radio"/> Bestimmung über Rechnung	Verwendetes Querträgerprofil beim Berechnungsverfahren <input type="radio"/> Narrow-Body <input type="radio"/> Wide-Body <input checked="" type="radio"/> errechnetes Profil	Gilt für 1 Querträger mit Seat Tracks und Floor Panels
<u>Masse des Fahrwerks</u> <input type="radio"/> Methode Torenbeek Airbus <input type="radio"/> Methode Torenbeek Diverse <input checked="" type="radio"/> Methode Siewert Diverse		<u>Leitwerksmasse</u> <input type="radio"/> Orientiert an A3XX Daten <input checked="" type="radio"/> Orientiert an Statistikdaten
<u>Abschätzung des MTOW aus einer gegebenen Rumpfmasse:</u>		
<u>Rumpfgeometrie</u>		
<input type="radio"/> Torenbeek <input type="radio"/> manuelle Eingabe <input checked="" type="radio"/> Statistik aus Airbusflugzeugen [linear]	Kreis- querschnitt <input type="text" value="541000"/>	Ellipsen- querschnitt <input type="text" value="540001"/>
	Segment- querschnitt <input type="text" value="540002"/>	
<u>Gewählte Rumpfmassen</u>		
<input type="radio"/> Statistik aus Mustern verschiedener Herstellern [linear]	<input type="text" value="269973"/> kg	<input type="text" value="457974"/> kg
<input type="radio"/> Statistik aus Mustern verschiedener Hersteller [logarithmisch]		<input type="text" value="602482"/> kg

**Bild A1.33:** Bestimmung der Leitwerks- und Fahrwerksmasse sowie des MTOW

## Schritt 7 , Berechnung der aerodynamischen Eigenschaften

Hier gibt es einige Unterschiede die in Bild A1.34 dargestellt werden. Für die Flügel-daten werden die entsprechenden A340 Werte eingesetzt. Der spezifische Verbrauch des Triebwerks ist ungenau, da nur die Daten für das CFM 56-3 verfügbar gewesen sind. Zum Einsatz kommt aber das CFM 56-5C4.

Wahl der Flughöhe. In diesem Beispiel sind dies **35000ft**

Wahl der Reisezachzahl. In diesem Beispiel beträgt sie **M=0,82**

Einheit für die Flughöhe (Fuß oder Meter)

Festlegung der Flügel-daten (**A340**)

Bestimmung der Reise-flugdauer. Aus Vergleichsgründen ist **eine Stunde** sinnvoll

Flughöhe	35000	<input type="radio"/> Meter	<input checked="" type="radio"/> Feet						
Mcr	0,82			SFC CFM 56-3	: 0,6496 $\frac{lb}{kg} \cdot h$	=	18,400 $\frac{mg}{N \cdot s}$		
Fluggeschw.	243,142			Reiseflugdauer:	1			$\frac{S_N}{S_F} = 0,47$	
HLW-Fläche	70			Gleitzahlkorrektur:	0				
SLW-Fläche	58,8			<div style="border: 1px solid black; padding: 5px;">           Annahmen:            a) Die Masse während des Reisefluges entspricht dem <math>M_{row}</math>            b) Die Masse ändert sich nicht            c) Es wird nur der Reiseflug betrachtet            d) Für alle Querschnitte wird ein <b>gleiches <math>M_{row}</math></b> angenommen         </div>					
Flügelfläche	362								
Streckung	10	Schallgeschw.	296,5						
Temperatur	218,77	Dichte	0,379						
Viskosität	3,8013	Druck	23837						

**Bild A1.34:** Annahmen für die aerodynamische Beurteilung des Entwurfes

## Schritt 8 , Ausgabe des Ergebnisprotokolles

Hierbei ist zu beachten, daß nur die Daten für den Kreisquerschnitt aussagekräftig sind, da die übrigen Querschnitte nicht berechnet worden sind (weil sie hier nicht relevant sind). Unbrauchbare Werte sind weiter bei der Leitwerksmasse, der Raumausnutzung und der Darstellung der Kabinenabmessungen zu finden. Der Grund hierfür liegt, wie bereits gesagt, daran, daß MAP'99 ursprünglich nur für den A3XX konzipiert worden ist. In Bild A1.35 ( auf der folgenden Seite) wird durch die roten Markierungen verdeutlicht, welche Rechenergebnisse verwendet werden können.

Die Ausführungen über MAP'99 sind bewußt knapp gehalten. Der Benutzer sollte sich über die beschriebenen Beispiele hinaus mit dem Ausprobieren einzelner Funktionen mit MAP'99 bekannt machen und ggf. Verbesserungen vornehmen.

Hiermit endet die Beschreibung von MAP'99.

# Übersicht über Massen und Abmessungen

Typ: **A340-300**

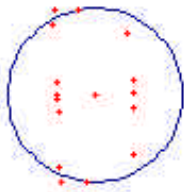
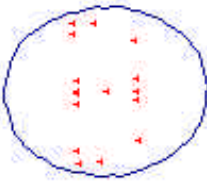
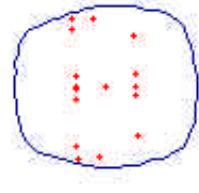
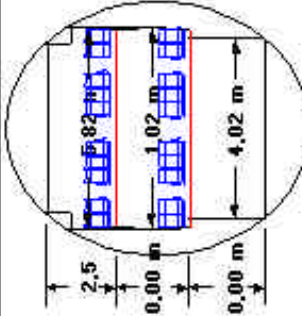
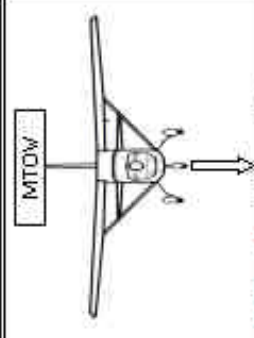
Betrachtete Rumpfquerschnitte		Betrachtete Nutzlast																																																									
Kreisquerschnitt	Ellipsenquerschnitt	Pax- Deck	Raumausnutzung																																																								
		Pax- Anzahl: 440 Pax- Gewicht: 100,0 kg Sitze abrest: 9 Sitze UD: 9 Sitze MD: 0 Gänge UD: 2 Gänge MD: 2	Upper Deck: benötigt: vorhanden Kreis: 6,4 m² Ellipse: 30,7 m² Segment: 14,7 m² Index: 212% 44% 93% Main Deck: benötigt: vorhanden Kreis: 14,2 m² Ellipse: 0,5 m² Segment: 16,4 m² Index: 0% 0% 0% Lower Deck: benötigt: vorhanden Kreis: 8,4 m² Ellipse: 14,1 m² Segment: 11,7 m² Index: 98% 45% 54%																																																								
Segmentquerschnitt 		Fracht Deck Art Container: Std. LD3 Anzahl Cont.: 2	Raumausnutzung gesamt Kreis: 50,4% Ellipse: 30,1% Segment: 31,8%																																																								
Spantteilung: 533 mm		<b>Aerodynamik</b> <table border="1"> <thead> <tr> <th>odszahlteil</th> <th>odszahlteil</th> <th>M<sub>0</sub></th> <th>H<sub>0</sub>teil</th> <th>Index%abstrakt</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Kreis</td> <td>24,38</td> <td>198,72</td> <td>10668 m</td> <td>100,0%</td> </tr> <tr> <td>Ellipse</td> <td>32,26</td> <td>187,57</td> <td></td> <td>184,4%</td> </tr> <tr> <td>Segment</td> <td>29,53</td> <td>181,63</td> <td></td> <td>238,7%</td> </tr> </tbody> </table>		odszahlteil	odszahlteil	M <sub>0</sub>	H <sub>0</sub> teil	Index%abstrakt	Kreis	24,38	198,72	10668 m	100,0%	Ellipse	32,26	187,57		184,4%	Segment	29,53	181,63		238,7%																																				
odszahlteil	odszahlteil	M <sub>0</sub>	H <sub>0</sub> teil	Index%abstrakt																																																							
Kreis	24,38	198,72	10668 m	100,0%																																																							
Ellipse	32,26	187,57		184,4%																																																							
Segment	29,53	181,63		238,7%																																																							
<b>Abmessungen:</b> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Parameter</th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Rumpflänge:</td><td>61,10 m</td></tr> <tr><td>HöheRumpf:</td><td>5,87 m</td></tr> <tr><td>BreiteRumpf:</td><td>5,87 m</td></tr> <tr><td>UmfangRumpf:</td><td>18,45 m</td></tr> <tr><td>HöheUpper Deck:</td><td>2,5</td></tr> <tr><td>HöheMain Deck:</td><td>0,00 m</td></tr> <tr><td>HöheLower Deck:</td><td>0,00 m</td></tr> <tr><td>BreiteUpper Deck:</td><td>5,31 m</td></tr> <tr><td>BreiteMain Deck:</td><td>5,31 m</td></tr> <tr><td>BreiteLower Deck:</td><td>5,31 m</td></tr> <tr><td>Querschnittsfläche:</td><td>27,1 m²</td></tr> <tr><td>Rumpfoberfl.</td><td>986,5 m²</td></tr> <tr><td>Gesamtlänge:</td><td>62,0 m</td></tr> </tbody> </table>		Parameter	Value	Rumpflänge:	61,10 m	HöheRumpf:	5,87 m	BreiteRumpf:	5,87 m	UmfangRumpf:	18,45 m	HöheUpper Deck:	2,5	HöheMain Deck:	0,00 m	HöheLower Deck:	0,00 m	BreiteUpper Deck:	5,31 m	BreiteMain Deck:	5,31 m	BreiteLower Deck:	5,31 m	Querschnittsfläche:	27,1 m²	Rumpfoberfl.	986,5 m²	Gesamtlänge:	62,0 m	<b>Abmessungen:</b> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Parameter</th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Rumpflänge:</td><td>62,60 m</td></tr> <tr><td>HöheRumpf:</td><td>7,50 m</td></tr> <tr><td>BreiteRumpf:</td><td>6,63 m</td></tr> <tr><td>UmfangRumpf:</td><td>23,63 m</td></tr> <tr><td>HöheUpper Deck:</td><td>2,5</td></tr> <tr><td>HöheMain Deck:</td><td>0,00 m</td></tr> <tr><td>HöheLower Deck:</td><td>0,00 m</td></tr> <tr><td>BreiteUpper Deck:</td><td>6,63 m</td></tr> <tr><td>BreiteMain Deck:</td><td>7,28 m</td></tr> <tr><td>BreiteLower Deck:</td><td>6,14 m</td></tr> <tr><td>Querschnittsfläche:</td><td>42,8 m²</td></tr> <tr><td>Rumpfoberfl.</td><td>1182,6 m²</td></tr> <tr><td>Gesamtlänge:</td><td>63,4 m</td></tr> </tbody> </table>		Parameter	Value	Rumpflänge:	62,60 m	HöheRumpf:	7,50 m	BreiteRumpf:	6,63 m	UmfangRumpf:	23,63 m	HöheUpper Deck:	2,5	HöheMain Deck:	0,00 m	HöheLower Deck:	0,00 m	BreiteUpper Deck:	6,63 m	BreiteMain Deck:	7,28 m	BreiteLower Deck:	6,14 m	Querschnittsfläche:	42,8 m²	Rumpfoberfl.	1182,6 m²	Gesamtlänge:	63,4 m
Parameter	Value																																																										
Rumpflänge:	61,10 m																																																										
HöheRumpf:	5,87 m																																																										
BreiteRumpf:	5,87 m																																																										
UmfangRumpf:	18,45 m																																																										
HöheUpper Deck:	2,5																																																										
HöheMain Deck:	0,00 m																																																										
HöheLower Deck:	0,00 m																																																										
BreiteUpper Deck:	5,31 m																																																										
BreiteMain Deck:	5,31 m																																																										
BreiteLower Deck:	5,31 m																																																										
Querschnittsfläche:	27,1 m²																																																										
Rumpfoberfl.	986,5 m²																																																										
Gesamtlänge:	62,0 m																																																										
Parameter	Value																																																										
Rumpflänge:	62,60 m																																																										
HöheRumpf:	7,50 m																																																										
BreiteRumpf:	6,63 m																																																										
UmfangRumpf:	23,63 m																																																										
HöheUpper Deck:	2,5																																																										
HöheMain Deck:	0,00 m																																																										
HöheLower Deck:	0,00 m																																																										
BreiteUpper Deck:	6,63 m																																																										
BreiteMain Deck:	7,28 m																																																										
BreiteLower Deck:	6,14 m																																																										
Querschnittsfläche:	42,8 m²																																																										
Rumpfoberfl.	1182,6 m²																																																										
Gesamtlänge:	63,4 m																																																										
<b>Massen:</b> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Parameter</th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Spant:</td><td>2575 kg</td></tr> <tr><td>Stringer:</td><td>3933 kg</td></tr> <tr><td>Haut:</td><td>5734 kg</td></tr> <tr><td>Upper Deck:</td><td>0 kg</td></tr> <tr><td><b>Summe :</b></td><td><b>12242 kg</b></td></tr> <tr><td>Leitwerk:</td><td>13686 kg</td></tr> <tr><td>Fahrwerk:</td><td>10707 kg</td></tr> <tr><td><b>Summe :</b></td><td><b>36535 kg</b></td></tr> </tbody> </table>		Parameter	Value	Spant:	2575 kg	Stringer:	3933 kg	Haut:	5734 kg	Upper Deck:	0 kg	<b>Summe :</b>	<b>12242 kg</b>	Leitwerk:	13686 kg	Fahrwerk:	10707 kg	<b>Summe :</b>	<b>36535 kg</b>	<b>Massen:</b> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Parameter</th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Spant:</td><td>4713 kg</td></tr> <tr><td>Stringer:</td><td>5827 kg</td></tr> <tr><td>Haut:</td><td>9770 kg</td></tr> <tr><td>Upper Deck:</td><td>0 kg</td></tr> <tr><td><b>Summe :</b></td><td><b>20310 kg</b></td></tr> <tr><td>Leitwerk:</td><td>12532 kg</td></tr> <tr><td>Fahrwerk:</td><td>18952 kg</td></tr> <tr><td><b>Summe :</b></td><td><b>51694 kg</b></td></tr> </tbody> </table>		Parameter	Value	Spant:	4713 kg	Stringer:	5827 kg	Haut:	9770 kg	Upper Deck:	0 kg	<b>Summe :</b>	<b>20310 kg</b>	Leitwerk:	12532 kg	Fahrwerk:	18952 kg	<b>Summe :</b>	<b>51694 kg</b>																				
Parameter	Value																																																										
Spant:	2575 kg																																																										
Stringer:	3933 kg																																																										
Haut:	5734 kg																																																										
Upper Deck:	0 kg																																																										
<b>Summe :</b>	<b>12242 kg</b>																																																										
Leitwerk:	13686 kg																																																										
Fahrwerk:	10707 kg																																																										
<b>Summe :</b>	<b>36535 kg</b>																																																										
Parameter	Value																																																										
Spant:	4713 kg																																																										
Stringer:	5827 kg																																																										
Haut:	9770 kg																																																										
Upper Deck:	0 kg																																																										
<b>Summe :</b>	<b>20310 kg</b>																																																										
Leitwerk:	12532 kg																																																										
Fahrwerk:	18952 kg																																																										
<b>Summe :</b>	<b>51694 kg</b>																																																										
<b>Abmessungen:</b> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Parameter</th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Rumpflänge:</td><td>64,03 m</td></tr> <tr><td>HöheRumpf:</td><td>8,34 m</td></tr> <tr><td>BreiteRumpf:</td><td>6,92 m</td></tr> <tr><td>UmfangRumpf:</td><td>18,45 m</td></tr> <tr><td>HöheUpper Deck:</td><td>2,5</td></tr> <tr><td>HöheMain Deck:</td><td>0,00 m</td></tr> <tr><td>HöheLower Deck:</td><td>0,00 m</td></tr> <tr><td>BreiteUpper Deck:</td><td>6,80 m</td></tr> <tr><td>BreiteMain Deck:</td><td>6,80 m</td></tr> <tr><td>BreiteLower Deck:</td><td>6,80 m</td></tr> <tr><td>Querschnittsfläche:</td><td>45,3 m²</td></tr> <tr><td>Rumpfoberfl.</td><td>1283,7 m²</td></tr> <tr><td>Gesamtlänge:</td><td>65,0 m</td></tr> </tbody> </table>		Parameter	Value	Rumpflänge:	64,03 m	HöheRumpf:	8,34 m	BreiteRumpf:	6,92 m	UmfangRumpf:	18,45 m	HöheUpper Deck:	2,5	HöheMain Deck:	0,00 m	HöheLower Deck:	0,00 m	BreiteUpper Deck:	6,80 m	BreiteMain Deck:	6,80 m	BreiteLower Deck:	6,80 m	Querschnittsfläche:	45,3 m²	Rumpfoberfl.	1283,7 m²	Gesamtlänge:	65,0 m	<b>Abmessungen:</b> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Parameter</th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Rumpflänge:</td><td>62,60 m</td></tr> <tr><td>HöheRumpf:</td><td>7,50 m</td></tr> <tr><td>BreiteRumpf:</td><td>6,63 m</td></tr> <tr><td>UmfangRumpf:</td><td>23,63 m</td></tr> <tr><td>HöheUpper Deck:</td><td>2,5</td></tr> <tr><td>HöheMain Deck:</td><td>0,00 m</td></tr> <tr><td>HöheLower Deck:</td><td>0,00 m</td></tr> <tr><td>BreiteUpper Deck:</td><td>6,63 m</td></tr> <tr><td>BreiteMain Deck:</td><td>7,28 m</td></tr> <tr><td>BreiteLower Deck:</td><td>6,14 m</td></tr> <tr><td>Querschnittsfläche:</td><td>42,8 m²</td></tr> <tr><td>Rumpfoberfl.</td><td>1182,6 m²</td></tr> <tr><td>Gesamtlänge:</td><td>63,4 m</td></tr> </tbody> </table>		Parameter	Value	Rumpflänge:	62,60 m	HöheRumpf:	7,50 m	BreiteRumpf:	6,63 m	UmfangRumpf:	23,63 m	HöheUpper Deck:	2,5	HöheMain Deck:	0,00 m	HöheLower Deck:	0,00 m	BreiteUpper Deck:	6,63 m	BreiteMain Deck:	7,28 m	BreiteLower Deck:	6,14 m	Querschnittsfläche:	42,8 m²	Rumpfoberfl.	1182,6 m²	Gesamtlänge:	63,4 m
Parameter	Value																																																										
Rumpflänge:	64,03 m																																																										
HöheRumpf:	8,34 m																																																										
BreiteRumpf:	6,92 m																																																										
UmfangRumpf:	18,45 m																																																										
HöheUpper Deck:	2,5																																																										
HöheMain Deck:	0,00 m																																																										
HöheLower Deck:	0,00 m																																																										
BreiteUpper Deck:	6,80 m																																																										
BreiteMain Deck:	6,80 m																																																										
BreiteLower Deck:	6,80 m																																																										
Querschnittsfläche:	45,3 m²																																																										
Rumpfoberfl.	1283,7 m²																																																										
Gesamtlänge:	65,0 m																																																										
Parameter	Value																																																										
Rumpflänge:	62,60 m																																																										
HöheRumpf:	7,50 m																																																										
BreiteRumpf:	6,63 m																																																										
UmfangRumpf:	23,63 m																																																										
HöheUpper Deck:	2,5																																																										
HöheMain Deck:	0,00 m																																																										
HöheLower Deck:	0,00 m																																																										
BreiteUpper Deck:	6,63 m																																																										
BreiteMain Deck:	7,28 m																																																										
BreiteLower Deck:	6,14 m																																																										
Querschnittsfläche:	42,8 m²																																																										
Rumpfoberfl.	1182,6 m²																																																										
Gesamtlänge:	63,4 m																																																										
<b>Massen:</b> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Parameter</th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Spant:</td><td>4713 kg</td></tr> <tr><td>Stringer:</td><td>5827 kg</td></tr> <tr><td>Haut:</td><td>9770 kg</td></tr> <tr><td>Upper Deck:</td><td>0 kg</td></tr> <tr><td><b>Summe :</b></td><td><b>20310 kg</b></td></tr> <tr><td>Leitwerk:</td><td>12532 kg</td></tr> <tr><td>Fahrwerk:</td><td>18952 kg</td></tr> <tr><td><b>Summe :</b></td><td><b>51694 kg</b></td></tr> </tbody> </table>		Parameter	Value	Spant:	4713 kg	Stringer:	5827 kg	Haut:	9770 kg	Upper Deck:	0 kg	<b>Summe :</b>	<b>20310 kg</b>	Leitwerk:	12532 kg	Fahrwerk:	18952 kg	<b>Summe :</b>	<b>51694 kg</b>	<b>Massen:</b> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Parameter</th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Spant:</td><td>12771 kg</td></tr> <tr><td>Stringer:</td><td>5116 kg</td></tr> <tr><td>Haut:</td><td>8625 kg</td></tr> <tr><td>Upper Deck:</td><td>0 kg</td></tr> <tr><td><b>Summe :</b></td><td><b>26512 kg</b></td></tr> <tr><td>Leitwerk:</td><td>13058 kg</td></tr> <tr><td>Fahrwerk:</td><td>25497 kg</td></tr> <tr><td><b>Summe :</b></td><td><b>65067 kg</b></td></tr> </tbody> </table>		Parameter	Value	Spant:	12771 kg	Stringer:	5116 kg	Haut:	8625 kg	Upper Deck:	0 kg	<b>Summe :</b>	<b>26512 kg</b>	Leitwerk:	13058 kg	Fahrwerk:	25497 kg	<b>Summe :</b>	<b>65067 kg</b>																				
Parameter	Value																																																										
Spant:	4713 kg																																																										
Stringer:	5827 kg																																																										
Haut:	9770 kg																																																										
Upper Deck:	0 kg																																																										
<b>Summe :</b>	<b>20310 kg</b>																																																										
Leitwerk:	12532 kg																																																										
Fahrwerk:	18952 kg																																																										
<b>Summe :</b>	<b>51694 kg</b>																																																										
Parameter	Value																																																										
Spant:	12771 kg																																																										
Stringer:	5116 kg																																																										
Haut:	8625 kg																																																										
Upper Deck:	0 kg																																																										
<b>Summe :</b>	<b>26512 kg</b>																																																										
Leitwerk:	13058 kg																																																										
Fahrwerk:	25497 kg																																																										
<b>Summe :</b>	<b>65067 kg</b>																																																										
<b>Kabinenabmessungen</b> 		<b>MTDV beachten!</b>  <table border="1"> <thead> <tr> <th>Kreis</th> <th>Ellipse</th> <th>Segment</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>269974 kg</td> <td>457975 kg</td> <td>602483 kg</td> </tr> </tbody> </table> Errechnetes MTDV		Kreis	Ellipse	Segment	269974 kg	457975 kg	602483 kg																																																		
Kreis	Ellipse	Segment																																																									
269974 kg	457975 kg	602483 kg																																																									

Bild A1.35: Ausdruck des Ausgabeblattes für Beispiel 2 (A340-300)



## Übersicht der gewählten Optionen

Grundsätzliches		Spantberechnung	
Höhe des Lower Deck	0,0 m	Das Clipgewicht wird bestimmt nach:	Getroffenen Annahmen
Konturberechnung der Ellipse	Solverlösung	Die Clips wiegen	----- des Spantes
Wahl der Flugzeugfamilie	Wide Body Fam.(A300 etc.)	Es soll minimiert werden	Gesamtmasse
Lastvielfaches $n_v$	3,75	Stringerpitch	157,5
Geschwindigkeit $V_{0,cr}$	228	1 Clip wiegt	105
Deckenhöhe über dem Außensitz auf dem Upper	1,65 m	<b>Stringermasse</b>	
Breite des Außensitzes auf dem Upper Deck	0,53 m	Die Stringermasse wird bestimmt nach:	Burt, Phillips
		Die Stringermasse beträgt:	----- der Haut
Upper Deck			
Ein Upper Deck ist nicht vorhanden			
Die Massenbestimmung erfolgt über:	Eigene Rechnung		
Das Querträgerprofil ist	selbst berechnet worden		
Das Sitzschienenprofil ist	ein Wide Body Profil		
Für die Querträgerlänge wird angenommen:	reale Länge bis Haut		
Flächenbelastung für Torenbeek:	Angabe nicht relevant		
Fahrwerk			
Verwendete Methode:	Siewert		
Leitwerksmasse			
Orientierung an	Statistikdaten		
Abschätzung des MTOW			
Verwendete Methode:	Airbusflugzeuge linear		

**Bild A1.36:** Ausdruck des Ausgabeblattes mit den Informationen über die gewählten Optionen für Beispiel 1 (A340-300)