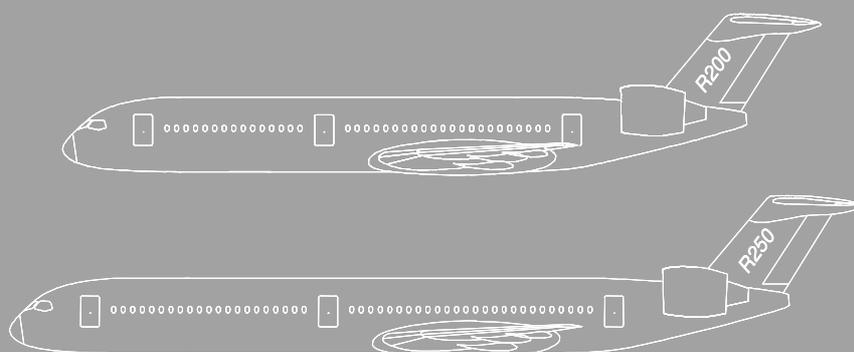




Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Diplomarbeit



Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Entwurf einer innovativen Flugzeugfamilie im Kurzstreckenbereich mit hoher Kapazität

Ulf Clausen-Hansen

27. Februar 2008



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

in Zusammenarbeit mit:

Airbus Deutschland GmbH
Future Project Office, Overall Aircraft Design
Kreetslag 10
21129 Hamburg

Verfasser: Ulf Clausen-Hansen
Abgabedatum: 27.02.2008

1. Prüfer: Prof. Dr. Dieter Scholz
2. Prüfer: Prof. Dr. Konieczny

Industrieller Betreuer: Dipl.-Ing. Felix Arthur Lutsch

Geheimhaltungsvereinbarung

Diese Diplomarbeit, die nach der Prüfungs- und Studienordnung der Hochschule für Angewandte Wissenschaften erstellt wurde, ist für einen Zeitraum von drei Jahren ab dem Datum der Abgabe der Diplomarbeit vertraulich zu behandeln.

Während dieses Zeitraums werden der Bericht und alle anderen Arbeitsergebnisse der Diplomarbeit nur den Prüfern zugänglich gemacht.

Student

Datum

Unterschrift 1. und 2. Prüfer

Datum

Unterschrift Firmenbetreuer

Datum

Korrespondenzadresse des Firmenbetreuers:

Herr

Dipl.-Ing. Felix Arthur Lutsch

Airbus Deutschland GmbH

Future Project Office, Overall Aircraft Design

Kreetslag 10

21129 Hamburg

Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig 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



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUBAU

Entwurf einer innovativen Flugzeugfamilie im Kurzstreckenbereich mit hoher Kapazität

Aufgabenstellung zur *Diplomarbeit* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Eine unter globalen Gesichtspunkten effiziente Flugzeugkonfiguration mit einer Kapazität von 200 bis 250 Sitzen im Kurzstreckensegment gestaltet sich als schwer umsetzbar, zumal eine in Single-Aisle-Konfiguration ausgelegte Flugzeugfamilie bereits früh an ihre technischen Grenzen stößt, während eine Twin-Aisle-Konfiguration kaum ein optimales Nutzflächen/Volumenverhältnis bietet. Die Attraktivität eines Produkts in diesem Nutzlastsegment könnte jedoch erhöht werden, in dem man seine Flexibilität maximiert, beispielsweise in der Bodenabfertigung oder bei der Anpassung der möglichen Transportkapazitäten an die Auswahl der bedienten Strecken.

Aufgabe

Mit der Diplomarbeit soll ein vollständiger Entwurf einer zweigliedrigen Flugzeugfamilie in der oben genannten Kapazität unter Berücksichtigung künftiger Komfort- und Leistungsmaßstäbe durchgeführt werden. Die auf den Kurzstreckeneinsatz ausgerichtete Familie soll eine hohe Kabinenflexibilität bieten und den Anspruch hoher Bodenabfertigungseffizienz erfüllen. Dabei soll untersucht werden, in wieweit durch eine Anordnung der Triebwerke am Heck ein alternatives Türkonzept Flexibilitätsvorteile bietet. Durch eine Flugleistungsberechnung soll die geforderte Einsatzfähigkeit nachgewiesen werden. Über eine qualitative Betrachtung soll die geforderte Flexibilität begründet werden. Schwerpunkte der Arbeit sind:

- Untersuchungen zu einem geeigneten und flexibel einsetzbaren Rumpfquerschnitt.
- Ausarbeitung eines einfachen Familienkonzepts mit innovativem Türkonzept.
- Auslegung und Integration aller Hauptkomponenten des Flugzeugs sowie Auswahl und Integration eines passenden Triebwerks am Heck.
- Flugleistungsberechnung.
- Analyse und Vergleich der Ergebnisse mit einer bestehenden Airbus-Studie.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zur Gestaltung wissenschaftlicher Arbeiten zu beachten. Die Arbeit wird bei Airbus Deutschland GmbH in Hamburg angefertigt. Industrieller Betreuer ist Dipl.-Ing. Felix Arthur Lutsch.

Kurzfassung

In dieser Arbeit wird eine zweigliedrige Flugzeugfamilie mit hoher Kapazität für den Kurzstreckenbereich entwickelt. Heutige Flugzeuge haben bei Passagierzahlen bis knapp oberhalb von 200 Sitzen (A321, B757) einen Rumpffuerschnitt mit einem Gang und 6 Sitzen pro Reihe in der Touristenklasse bei einem 2 Klassen Layout. Darüber hinaus werden Maschinen mit zwei Gängen ausgestattet. Diese haben dann in der Regel acht Sitze pro Reihe bei Passagierzahlen von 250 und mehr. Der hiesige Entwurf bedient genau die Lücke mit 200-250 Sitzen mit nur einem Rumpffuerschnitt. Das Ergebnis sind zwei Gänge bei sieben Sitzen in der Touristenklasse, wobei sich hieraus ein eher ungünstiges Flächennutzungsverhältnis ergibt. Dies kann aber mit einer besonders hohen Flexibilität ausgeglichen werden. So wird dem Wunsch nach der zusätzlichen Möglichkeit von acht Sitzen pro Reihe Rechnung getragen. Die Darstellung der unterschiedlichen Komfortstandards erfolgt auch über die Entwicklung vollständiger Kabinenlayouts.

Mit der Entwicklung eines durchdachten Familienkonzeptes kann ein umfangreicher Teil der Hauptkomponenten wie z.B. der entworfene Flügel oder die Triebwerke für das große als auch das kleine Flugzeug gleichermaßen verwendet werden. Durch die Montage der Triebwerke am Heck wird eine problematische Schwerpunktwanderung deutlich. Jedoch ermöglicht der in der Folge nach hinten wandernde Flügel die Realisierung eines alternativen Türkonzeptes, wodurch die Bodenabfertigung optimiert werden kann.

Berechnungen zu den Flugleistungen lassen erkennen, wie durch den Einsatz moderner Werkstoffe sowie hoch effizienter Turbofan Triebwerke mit Getriebe erhebliche Kraftstoffeinsparungen möglich sind.

Inhaltsverzeichnis

Kurzfassung	i
Inhaltsverzeichnis	ii
Abbildungsverzeichnis	vi
Verzeichnis der Diagramme	viii
Tabellenverzeichnis	x
Liste der Formelzeichen	xii
Indizes	xiv
Abkürzungen	xv
Vorwort	xvi
Aufgabenstellung	xvii
1 Einleitung	19
1.1 Ziel der Arbeit	19
1.2 Vorgehensweise für die Entwurfsaufgabe	20
2 Vorbetrachtungen	22
2.1 Produktpositionierung	22
2.2 Familienkonzept	23
3 Der Entwurf	25
3.1 Spezifikationen	25
3.2 Abschätzung der Hauptentwurfparameter	26
3.2.1 Vorabschätzung der maximalen Startmasse	26
3.2.2 Flächenbelastung und Flügelfläche	27
3.2.3 Erforderlicher Schub und Triebwerksauswahl	28
4 Konfigurationsermittlung	31
4.1 Rumpfauslegung	31
4.1.1 Anforderungen an den Rumpf	31
4.1.2 Rumpfquerschnitt und Frachtraum	31
4.1.3 Der Musterpassagier	34
4.1.4 Entwurfsprozess des Rumpfquerschnitts	35
4.1.5 Der Frachtraum	47
4.1.6 Die Außenkontur des Querschnitts	48
4.1.7 Ermittlung der Bugsektion	54
4.1.8 Ermittlung der Heckgeometrie	55
4.1.9 Spantsystem / Shrinkkonzept	57
4.1.10 Türkonzept	59
4.1.11 Kabinenlayouts	62
4.1.12 Layout des Frachtraums	67

4.2	Flügelauslegung.....	69
4.2.1	Flügelstreckung	70
4.2.2	Spannweite	72
4.2.3	Pfeilung	72
4.2.4	Relative Flügeldicke.....	74
4.2.5	Dickenverteilung	76
4.2.6	Zuspitzung	77
4.2.7	Planform des Flügels	79
4.2.8	Flügelkasten.....	81
4.2.9	Hochauftriebssysteme	81
4.2.10	Analyse des Flügelentwurfs	83
4.2.11	V-Form	85
4.2.12	Auftriebsverteilung.....	86
4.3	Fahrwerk.....	87
4.4	Leitwerke.....	90
4.4.1	Höhenleitwerk	91
4.4.2	Seitenleitwerk	94
4.5	Triebwerksintegration	96
4.6	Gesamtkonfiguration	100
4.7	Bodenabfertigung	102
4.8	Evakuierung.....	106
5	Massenabschätzung.....	108
5.1	Flügelmasse	109
5.2	Leitwerksmassen	113
5.2.1	Höhenleitwerksmasse	113
5.2.2	Seitenleitwerksmasse.....	113
5.3	Fahrwerksmasse	114
5.4	Masse der Pylons.....	115
5.5	Masse der Triebwerke und Triebwerkssysteme	115
5.6	Rumpfmasse	116
5.6.1	Rumpfstrukturmasse.....	116
5.6.2	Masse der Systeme	118
5.6.3	Herstellerausrüstung für den Passagierbetrieb	119
5.7	Massenübersicht	122
5.8	Nutzlast und Zusammenfassung.....	123
6	Schwerpunktlagen.....	125
6.1	Schwerpunktgrenzen	129
6.1.1	Neutralpunkt / Statische Stabilität.....	129
6.1.2	Steuerbarkeit.....	131
6.1.3	Dynamische Stabilität.....	132

6.2	Schwerpunktswanderung.....	133
7	Aerodynamik	137
7.1	Nullwiderstand	137
7.2	Induzierter Widerstand	138
7.3	Wellenwiderstand	139
7.4	Reynoldszahl Korrektur	139
7.5	Technologieverbesserungen	140
7.6	Gesamtpolare	140
8	Flugleistungen	143
8.1	High Speed Performance	143
8.2	Flugprofil	144
8.3	Nutzlast-Reichweitendiagramm	145
8.4	Aero/Engine Matching	147
8.5	Low Speed Performance	156
8.5.1	Startstrecke (TOFL)	156
8.5.2	Steigrate im 2. Segment.....	157
8.5.3	Steigrate beim Durchstarten	157
8.5.4	Landeanfluggeschwindigkeit und Landestrecke	158
9	Wirtschaftlichkeit	159
10	Vergleich mit anderen Flugzeugen	164
10.1	Vergleich mit einer Airbus Studie.....	164
10.2	Vergleich mit bestehenden Mustern.....	166
11	Zusammenfassung	170
12	Ausblick	173
13	Literaturverzeichnis.....	174
14	Anhang	176
14.1	Berechnungen der MAC Linie	176
14.2	Berechnung der DOC's	177
14.2.1	Abschreibung.....	177
14.2.2	Zinsen	178
14.2.3	Versicherung	178
14.2.4	Kraftstoffkosten.....	179
14.2.5	Wartungskosten	179
14.2.6	Personalkosten.....	181

14.2.7	Gebühren	182
14.3	Exit-Rules	183
14.4	Zeichnungen	186

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 2-1	Produktpositionierung (Quelle: Airbus).....	22
Abbildung 2-2	Produktpositionierung (Quelle: Airbus).....	23
Abbildung 4-1	Anzahl der Sitze pro Reihe als Funktion der Passagierzahl und des Schlankheitsgrades [MARCKWARDT 98a]	33
Abbildung 4-2	95% US Male 2020	34
Abbildung 4-3	Gepäckfach Variante A	36
Abbildung 4-4	Gepäckfach Variante B	36
Abbildung 4-5	Gepäckfach Variante C	36
Abbildung 4-6	E/C mit Gepäckfach Variante C.....	38
Abbildung 4-7	B/C mit Gepäckfach Variante C.....	38
Abbildung 4-8	8 Abreast mit Gepäckfach Variante C.....	38
Abbildung 4-9	E/C mit Gepäckfach Variante C.....	39
Abbildung 4-10	B/C mit Gepäckfach Variante C.....	39
Abbildung 4-11	8 Abreast mit Gepäckfach Variante C.....	39
Abbildung 4-12	E/C mit Gepäckfach Variante C.....	40
Abbildung 4-13	B/C mit Gepäckfach Variante C.....	40
Abbildung 4-14	8 Abreast mit Gepäckfach Variante C.....	40
Abbildung 4-15	E/C mit Gepäckfach Variante C.....	41
Abbildung 4-16	B/C mit Gepäckfach Variante C.....	41
Abbildung 4-17	8 Abreast mit Gepäckfach Variante C.....	41
Abbildung 4-18	E/C mit Gepäckfach Variante A.....	42
Abbildung 4-19	B/C mit Gepäckfach Variante A	42
Abbildung 4-20	8 Abreast mit Gepäckfach Variante A	42
Abbildung 4-21	E/C mit Gepäckfach Variante B.....	43
Abbildung 4-22	B/C mit Gepäckfach Variante B.....	43
Abbildung 4-23	8 Abreast mit Gepäckfach Variante B.....	43
Abbildung 4-24	Möglichkeit einer Bestuhlung mit sechs Sitzen	47
Abbildung 4-25	Nutzbarer vs. nicht nutzbarer Raum.....	48
Abbildung 4-26	Kreisquerschnitt	49
Abbildung 4-27	"Erdbeerquerschnitt"	50
Abbildung 4-28	Lope/Spline Querschnitt.....	51
Abbildung 4-29	Three-Lope Querschnitt	52
Abbildung 4-30	Vergleich der Crossections.....	53
Abbildung 4-31	Bugsektion.....	54
Abbildung 4-32	Rotation mit Fahrwerksposition bei 60% der Rumpflänge	55
Abbildung 4-33	Rotation mit Fahrwerksposition bei 50% der Rumpflänge	55
Abbildung 4-34	Hecksektion	56
Abbildung 4-35	Spantsystem und Shrinkkonzept mit 25 Zoll Pitch	58
Abbildung 4-36	Passagierstrom beim Boarding.....	60

Abbildung 4-37	2-Klassen Kabinen Layout.....	63
Abbildung 4-38	High Density Kabinen Layout.....	64
Abbildung 4-39	Ultra High Density Kabinen Layout	65
Abbildung 4-40	Frachtraum Layout	68
Abbildung 4-41	Flügelplanform	80
Abbildung 4-42	Einfachspalt-Klappe [LINGNAU 04]	82
Abbildung 4-43	Krüger-Klappe [LINGNAU 04].....	82
Abbildung 4-44	Flügel komplett	83
Abbildung 4-45	Boeing 777 und A340 Fahrwerk [VOLLERS 05]	87
Abbildung 4-46	Höhenleitwerk	93
Abbildung 4-47	Seitenleitwerk.....	95
Abbildung 4-48	AMC 20.128A zu Triebwerksschäden	96
Abbildung 4-49	Triebwerksposition Seitenansicht	97
Abbildung 4-50	Triebwerksposition Draufsicht.....	98
Abbildung 4-51	Dreiseitenansicht R200	100
Abbildung 4-52	Dreiseitenansicht R250	101
Abbildung 4-53	Bodenabfertigung R200	103
Abbildung 4-54	Bodenabfertigung R250	104
Abbildung 4-55	Evakuierung R200.....	106
Abbildung 4-56	Evakuierung R250.....	107
Abbildung 8-1	Beispiel eines Flugprofils.....	144
Abbildung 14-1	Exit-Rules (Quelle: Airbus)	183
Abbildung 14-2	Exit-Rules (Quelle: Airbus)	184
Abbildung 14-3	Exit-Rules (Quelle: Airbus)	185

Verzeichnis der Diagramme

Diagramm 1-1	Entwurfsablauf	20
Diagramm 3-1	Flächenbelastungen einiger Flugzeuge	27
Diagramm 4-1	Zusammenhang Pfeilwinkel Machzahl	74
Diagramm 4-2	Dickenverteilungen im Vergleich	76
Diagramm 4-3	Verteilung des Auftriebsbeiwertes für versch. Zuspitzungen bei $\varphi=0^\circ$ und einem $C_l=1$ [TORENBEEK 88]	78
Diagramm 4-4	Auftriebsverteilungen im Vergleich [SCHÄUFELE 07]	86
Diagramm 4-5	Anzahl der Räder in Anhängigkeit zum MTOW	88
Diagramm 4-6	Diagramm zur Ermittlung der ACN flexible pavement subgrade B [TRAHMER 04].....	89
Diagramm 5-1	MWE Aufbruch R200/250	120
Diagramm 6-1	Schwerpunktsdiagramm R200	135
Diagramm 6-2	Schwerpunktsdiagramm R250	136
Diagramm 7-1	Nullwiderstand in Abhängigkeit zur Reynoldszahl	139
Diagramm 7-2	Gesamtpolare bei $Ma = 0,8$	140
Diagramm 7-3	Gleitzahl aufgetragen über dem Auftriebsbeiwert	141
Diagramm 7-4	$L/D \times Ma$ aufgetragen über Ma	142
Diagramm 8-1	Nutzlast-Reichweitendiagramm R200	145
Diagramm 8-2	Nutzlast-Reichweitendiagramm R250	146
Diagramm 8-3	Aero/Engine Matching R200	148
Diagramm 8-4	Aero/Engine Matching R250	148
Diagramm 8-5	Höhenwechsel mit spezifischer Reichweite R200	150
Diagramm 8-6	Höhenwechsel mit spezifischer Reichweite R250	150
Diagramm 8-7	Höhenwechsel mit Reichweitenfaktor R200.....	151
Diagramm 8-8	Höhenwechsel mit Reichweitenfaktor R250.....	151
Diagramm 8-9	Tatsächliche Höhenwechsel R200	153
Diagramm 8-10	Tatsächliche Höhenwechsel R250	153
Diagramm 9-1	DOC R200 ohne Gebühren	160
Diagramm 9-2	DOC R250 ohne Gebühren	160
Diagramm 9-3	DOC R200 incl. Gebühren	161
Diagramm 9-4	DOC R250 incl. Gebühren	161
Diagramm 9-5	DOC Boeing 767 [SCHOLZ 99].....	162

Diagramm 10-1	Vergleich OWE / pax	166
Diagramm 10-2	Vergleich OWE / pax	167
Diagramm 10-3	Block fuel Vergleich bei 1000NM	168
Diagramm 10-4	Block fuel Vergleich 2000NM	169

Tabellenverzeichnis

Tabelle 3-1	Spezifikationen für den Entwurf	25
Tabelle 3-2	Vorabschätzung der maximalen Startmassen.....	26
Tabelle 3-3	Ermittelte Flächenbelastungen und Flügelflächen	28
Tabelle 3-4	Erforderlicher Startschub T_{TO} mit $n \equiv$ Anzahl Triebwerke	29
Tabelle 4-1	Kombinationsmöglichkeiten für den Rumpfquerschnitt.....	37
Tabelle 4-2	Breite der Sitzflächen und Armlehnen	37
Tabelle 4-3	Vergleichsmatrix	45
Tabelle 4-4	Vergleich der Rumpfquerschnitte	52
Tabelle 4-5	Cabin Layout Rules	62
Tabelle 4-6	R200	66
Tabelle 4-7	R250	66
Tabelle 4-8	Einfluss der Streckung [SCHOLZ 99]	71
Tabelle 4-9	Einfluss der Pfeilung ϕ_{25} [SCHOLZ 99].....	73
Tabelle 4-10	Einfluss der Art der Pfeilung [SCHOLZ 99]	73
Tabelle 4-11	Datenbasis für Pfeilung über Machzahl	73
Tabelle 4-12	Einfluss der relativen Profildicke (t/c) [SCHOLZ 99]	74
Tabelle 4-13	Einfluss der Zuspitzung [SCHOLZ 99]	78
Tabelle 4-14	Wichtige Flügeleckdaten	84
Tabelle 4-15	Datenbasis für V-Winkel.....	85
Tabelle 4-16	Liste von ACN's	90
Tabelle 4-17	Leitwerksvolumen	91
Tabelle 4-18	Übersicht von Anbauwinkeln der Triebwerke	99
Tabelle 5-1	Skalierung der Flügelemente.....	111
Tabelle 5-2	Masse der Flügelkomponenten R200.....	112
Tabelle 5-3	Arbeitsblatt mit Fahrwerksmassen	114
Tabelle 5-4	Skalierungsparameter für Triebwerkssysteme	115
Tabelle 5-5	Rumpfgewichte nach Methode von [TORENBEEK 88]	116
Tabelle 5-6	Skalierungsparameter zur Bestimmung d. Strukturmasse des Rumpfes.....	117
Tabelle 5-7	Komponentenmassen des Rumpfes.....	117
Tabelle 5-8	Skalierungsparameter zur Ermittlung der Systemmassen	118
Tabelle 5-9	Massen der Systeme	118
Tabelle 5-10	Skalierungsparameter Furnishings.....	119
Tabelle 5-11	Masse Furnishings	119
Tabelle 5-12	Skalierparameter Operator Equipment.....	120
Tabelle 5-13	Skalierungsparameter Operational Equipment.....	121
Tabelle 5-14	Masse Operator Items.....	121
Tabelle 5-15	Masse nach Chaptern	122
Tabelle 5-16	Nutzlast.....	123

Tabelle 5-17	Massen vor dem Iterationsprozess	124
Tabelle 5-18	Massen nach dem Iterationsprozess	124
Tabelle 6-1	Schwerpunktlagen R200	127
Tabelle 6-2	Schwerpunktlagen R250	128
Tabelle 6-3	Positionen der Neutralpunkte	130
Tabelle 6-4	Positionen der Steuerbarkeitsgrenzen	131
Tabelle 6-5	Positionen der Stabilitätsgrenzen	133
Tabelle 6-6	Ladefälle	134
Tabelle 8-1	Designmission R200	154
Tabelle 8-2	Designmission R250	155
Tabelle 8-3	Startstrecken	156
Tabelle 8-4	Landeanfluggeschwindigkeiten.....	158
Tabelle 9-1	Ergebnisse DOC Rechnung.....	159
Tabelle 9-2	Block fuel Vergleich	162
Tabelle 10-1	Vergleich mit Airbus Studie.....	164
Tabelle 14-1	Ergebnisse Abschreibung.....	178
Tabelle 14-2	Ergebnisse Zinsen	178
Tabelle 14-3	Ergebnisse Versicherung.....	178
Tabelle 14-4	Werte zur Berechnung der Kraftstoffkosten	179
Tabelle 14-5	Ergebnisse Kraftstoffkosten	179
Tabelle 14-6	Ergebnisse Wartungskosten	181
Tabelle 14-7	Ergebnisse Personalkosten	181
Tabelle 14-8	Ergebnisse Gebühren.....	182

Liste der Formelzeichen

ρ	Dichte
n_{SA}	Anzahl pro Sitzreihe
A	Auftrieb
a	Schallgeschwindigkeit
b	Spannweite
C_A, C_L	Auftriebsbeiwert
C_f	Reibwiderstandsbeiwert
c_h	Volumenkoeffizient Höhenleitwerk
c_v	Volumenkoeffizient Seitenleitwerk
c_{MAC}	Bezugsflügelteufe
C_W, C_D	Widerstandsbeiwert
d_f	mittlerer Rumpfdurchmesser
F	Kraft
G	Gewichtskraft
G/S	Flächenbelastung
h_{Box}	Höhe der Flügelbox
I	Flächenträgheitsmoment
k	Faktor für Formeln
c	lokale Flügelteufe
L/D	L over D bzw. Gleitzahl
l_f	Rumpflänge
l_t	Flügelteufe an der Flügelspitze
l_r	Flügelteufe an der Flügelwurzel
l_h	Abstand der Neutralpunkte Flügel - Höhenleitwerk
l_v	Abstand der Neutralpunkte Flügel - Seitenleitwerk
l_n	Länge Bugsektion
m	Masse
MAC	Bezugsflügelteufe
Ma, M	Machsche Zahl
M_i	lokales Moment
M_{MO}	Maximum Operating Machnumber
O	Oberfläche
Q, F_Q	Querkraft
q	Staudruck
S	Schub
S_y	Statisches Moment
S_0	Startschub MSL
S_H	Höhenleitwerksfläche
S_W	Bezugsflügelfläche
t	Holmdicke

v	Geschwindigkeit
V_{Fuel}	Kraftstoffvolumen
W	Widerstand
x	x-Richtung/Position
y	y-Richtung/Position
z	z-Richtung/Position
α	Anstellwinkel
τ	Schubspannung
φ	Pfeilwinkel

Indizes

$()_0$	Null(widerstand)
$()_{25}$	25% Linie
$()_D$	dive (Sturzflug)
$()_{\text{eff}}$	Effektivwert
$()_{\text{HTP}}$	horizontal tailplane (Höhenleitwerk)
$()_i$	induziert (Widerstand)
$()_{\text{LG}}$	landing gear (Fahrwerk)
$()_{\text{total}}$	gesamt
$()_{\text{trim}}$	Trimmung
$()_{\text{VTP}}$	vertical tailplane (Seitenleitwerk)
$()_{\text{ww}}$	Wellenwiderstand

Abkürzungen

ACN	Aircraft Classification Number
AI	AIRBUS INDUSTRIE
B/C	Business Class
CG	Center Of Gravity
DOC	Direct Operating Costs
E/C	Economy Class
EIS	Entry Into Service
FAR	Federal Aviation Regulations
FC	First Class
HD	High Density
in	Inch
JAR	Joint Aviation Requirements
LR	Long Range
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MMO	Maximum Operating Limiting Mach number
OEI	One Engine Inoperative
PCN	Pavement Classification Number
PW	Pratt & Whitney
SAR	Specific Air Range
SFC	Specific Fuel Consumption
SR	Short Range
SR	Specific Range
UHD	Ultra High Density

Vorwort

Ich möchte mich an dieser Stelle bei meinem industriellen Betreuer Herrn Felix Arthur Lutsch und bei Herrn Florian Eichert bedanken. Durch ihre Unterstützung konnte diese umfangreiche Arbeit nach nur drei Monaten abgeschlossen werden. Ihre tiefgehenden Kenntnisse auf dem Gebiet des Flugzeugentwurfes ließen mich viel Fachliches aus dieser Zeit mitnehmen.

Weiterhin gilt mein Dank allen anderen Mitarbeitern des Future Project Office in Hamburg, die mich während dieser Zeit unterstützt haben. Ihre positive Art und ihre Begeisterung für die Luftfahrt werden mir in Erinnerung bleiben.

Ein besonderer Dank gilt Herrn Hans-Georg Schulz und Herrn Karl-Hermann Vahle, die mir durch ihre warmherzige Art stets das Gefühl gaben, an ihrem Schreibtisch willkommen zu sein, und so neben ihrem großen Erfahrungsschatz auf besondere Weise zum Erfolg dieser Arbeit beigetragen haben.

Selbstverständlich gilt mein Dank auch Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, der seitens der HAW Hamburg diese Arbeit betreute.

Hamburg, im Februar 2008

Ulf Clausen-Hansen

Aufgabenstellung

Themavorstellung Diplomarbeit von Ulf Clausen-Hansen

Die Arbeit wird in der Abteilung Zukunftsprojekte von Airbus Deutschland GmbH in Hamburg, im Team für Overall Aircraft Design [EIXG2] durchgeführt und in Zusammenarbeit mit der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Department Fahrzeugbau und Flugzeugbau betreut.

Betreuer Airbus: Dipl.-Ing. Felix Arthur Lutsch

Betreuer HAW: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Thema

Entwurf einer innovativen Flugzeugfamilie im Kurzstreckenbereich mit hoher Kapazität.

Themenbeschreibung

Eine unter globalen Gesichtspunkten effiziente Flugzeugkonfiguration mit einer Kapazität von 200 – 250 Sitzen im Kurzstreckensegment gestaltet sich als schwer umsetzbar, zumal eine in Single-Aisle Konfiguration ausgelegte Flugzeugfamilie bereits früh an ihre technischen Grenzen stößt, während eine Twin-Aisle Auslegung kaum ein optimales Nutzflächen-/Volumenverhältnis bietet. Die Attraktivität eines Produkts in diesem Nutzlastsegment könnte jedoch erhöht werden, in dem man seine Flexibilität maximiert, beispielsweise in der Bodenabfertigung oder bei der Anpassung der möglichen Transportkapazitäten an die Auswahl der bedienten Strecken.

Unter diesem Aspekt soll mit dieser Diplomarbeit ein vollständiger Entwurf einer zweigliedrigen Flugzeugfamilie in der genannten Kapazität unter Berücksichtigung künftiger Komfort- und Leistungsmaßstäbe durchgeführt werden. Der zugehörige Technologiestandard wird dabei von Airbus vorgelegt. Die auf den Kurzstreckeneinsatz ausgerichtete Familie soll eine hohe Kabinenflexibilität bieten und den Anspruch hoher Bodenabfertigungseffizienz erfüllen können. Dabei soll untersucht werden, in wieweit durch eine Anordnung der Triebwerke am Heck ein alternatives Türkonzept Flexibilitätsvorteile bietet.

Dem Entwurf soll über eine Flugleistungsberechnung die geforderte Einsatzfähigkeit nachgewiesen und über eine qualitative Betrachtung die geforderte Flexibilität begründet werden. Die Ergebnisse sollen mit bestehenden Airbusstudien in diesem Produktsegment verglichen werden. Die Arbeit kann unter Anwendung bestehender Software und unter Berücksichtigung des zu Verfügung stehenden Know-hows bei Airbus durchgeführt werden.

Schwerpunkte

Insbesondere sollen folgende Schwerpunkte bearbeitet werden:

- Ausarbeitung und Untersuchung eines geeigneten und flexibel einsetzbaren Rumpfquerschnittes
- Ausarbeitung eines einfachen Familienkonzepts unter Einarbeitung eines innovativen Türkonzepts
- Auslegung und Integration aller Hauptkomponenten sowie Auswahl und Integration eines passenden Triebwerks am Heck
- Flugleistungsberechnung
- Analyse und Vergleich der Ergebnisse mit einer bestehenden Airbusstudie
- Dokumentation der Ergebnisse

Ausgabe des Themas: 03.12.2007

Abgabe der Diplomarbeit: 03.03.2008

1 Einleitung

1.1 Ziel der Arbeit

Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich mit einem Thema des Flugzeugentwurfs (aircraft design), in diesem Fall auch des Flugzeugvorentwurfs. Dieses Fachgebiet des Flugzeugbaus beinhaltet die grundlegende Konzeption von neuen Flugzeugprojekten oder Derivaten bestehender Modelle. Ein vollständiger Entwurf, wie ihn die Aufgabenstellung fordert, sieht dabei vor, in Abhängigkeit zu gewissen Anforderungen (Spezifikationen) die geometrischen Abmessungen und die voraussichtlichen Massen sowie Leistungen des Projektflugzeugs zu ermitteln. Die Darstellung eines fertigen Entwurfs erfolgt am Ende typischerweise in einer Dreiseitenansicht. Spezifikationen können aus Marktforschungen und Kundengesprächen erstellt werden. In großen Unternehmen wie Airbus werden diese dem Entwickler in der Regel jedoch vorgegeben, was auch hier der Fall ist. Die Spezifikationen beantworten dabei die wichtigste Frage: „Was und wie viel soll wie weit transportiert werden?“ Erst wenn hierfür konkrete Forderungen aufgestellt sind, kann die eigentliche Entwurfsarbeit beginnen. In dieser Arbeit ist es vorgesehen, eine innovative zweigliedrige Flugzeugfamilie für den Kurzstreckenbereich mit hoher Kapazität zu entwerfen. Es sollen 200 bzw. 250 Personen im 2-Klassen Layout über eine vorgegebene Distanz befördert werden. Die Forderung, diese Kategorie innerhalb einer Flugzeugfamilie zu bedienen, ist eine Herausforderung. Betrachtet man bestehende Flugzeuge, so scheint die Passagierzahl von 200 eine Grenze zu sein, einerseits die Grenze von Kurzstreckenflugzeugen zu Mittel- und Langstreckenflugzeugen, andererseits aber auch die Grenze vom Rumpfkonzep mit nur einem Gang hin zum Rumpf mit zwei Gängen. Innovativ aus Sicht von Airbus ist es, diese Flugzeuge mit Hecktriebwerken auszustatten, was das Unternehmen so noch nicht realisiert hat. Allgemein ist kein Flugzeug dieser Größenordnung bekannt, bei dem diese Art der Triebwerksintegration stattgefunden hat. Durch eine geänderte Schwerpunktsituation in Folge der Verlagerung der Antriebe ergeben sich Vor- und Nachteile. Letztere können unter Umständen durch optimierte Bodenabläufe aufgefangen werden. In diesem Zusammenhang und in Kombination mit den Hecktriebwerken soll ein neuartiges Türkonzept entwickelt werden. Weiterhin soll eine maximale Kabinenflexibilität erreicht werden. Eine theoretische Indienststellung (Entry Into Service, EIS) zum Jahr 2018 macht es erforderlich, künftige Technologien zu berücksichtigen. So soll ein erhöhter Einsatz des Verbundmaterials CFK zum Einsatz kommen, um die Betriebsleermasse der Flugzeuge zu verringern. Zusammen mit der Auswahl eines modernen und effizienten Triebwerks wird dadurch der Kraftstoffverbrauch möglichst gering gehalten werden. Dazu beitragen soll auch die Realisierung des „More Elektrik Aircraft“. Während bei bisherigen Maschinen die Energie für viele Systeme aus Zapfluft von den Triebwerken gewonnen wurde, wird wie bei der Boeing 787 hier darauf verzichtet. Stattdessen soll eine erhöhte Anzahl elektrischer Systeme verwendet werden. Diese Vorgehensweise verspricht einen niedrigeren spezifischen Verbrauch, demgegenüber jedoch höhere Systemgewichte stehen. Eine Beurteilung dieser Technologie findet nicht statt. Den Ablauf des Entwurfes zeigt folgendes Kapitel.

1.2 Vorgehensweise für die Entwurfsaufgabe

Die Vorgehensweise lässt sich am einfachsten in einem Ablaufdiagramm darstellen.

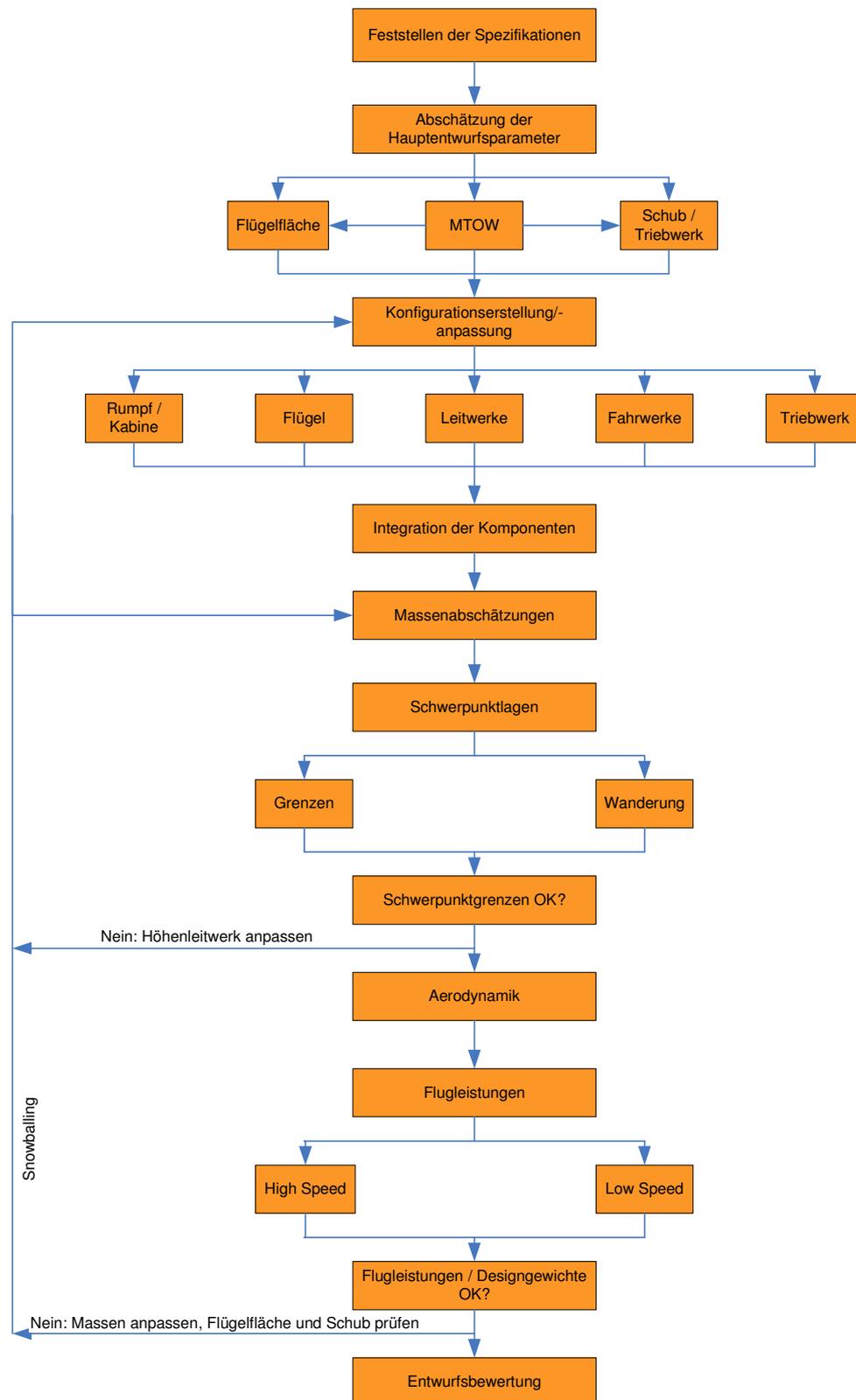


Diagramm 1-1 Entwurfsablauf

Erläuterungen zur Vorgehensweise: Da die Spezifikationen vom Unternehmen vorgegeben sind, beginnt der Entwurf sofort mit der Findung der Hauptentwurfsparameter, also der maximalen Startmasse, der Flügelfläche und des erforderlichen Schubs, in dessen Zusammenhang auch die Auswahl der Triebwerke stattfindet. Anschließend beginnt die Konfigurationsermittlung. Hier werden der Rumpfquerschnitt und die Kabine unter der Vorgabe maximaler Flexibilität entwickelt. Danach folgt der Entwurf der anderen Hauptkomponenten, dem Flügel, den Leitwerken und dem Fahrwerk. Die Integration aller Teile und der Triebwerke am Heck beginnt im Anschluss daran. Ist die Konfiguration abgeschlossen, kann mit der Massenvorabschätzung begonnen werden, um dann die Schwerpunktsproblematik näher zu beleuchten. Evtl. muss an dieser Stelle das Höhenleitwerk in seiner Größe angepasst werden. Hieran schließt die Ermittlung einer Aerodynamik für die Entwürfe an. Mit der Flugleistungsberechnung beginnt ein Iterationsprozess, in dem sich die anfängliche Startmasse ändert, so dass über einen Schneeballeffekt sich auch die Strukturmasse der Flugzeuge ändern wird. Nach einigen Schleifen werden die Gewichte konvergieren, und eine abschließende Bewertung sowie eine Vergleich der Entwürfe mit anderen Flugzeugen ist möglich.

Die beiden Muster werden im weiteren Verlauf der Dokumentation mit **R200** (200 Sitze) bzw. **R250** (250 Sitze) bezeichnet.

Die Luft- und Raumfahrt Branche ist eine international geprägte Industrie in der Englisch als offizielle Kommunikationssprache weltweit anerkannt wird. Viele Begrifflichkeiten sind daher im Tagesgeschäft fast ausschließlich in englischer Sprache in Gebrauch, was sich auch in dieser Arbeit widerspiegeln wird. Eine konsequente Verwendung von nur deutschen Begriffen ist teilweise nicht möglich. Bei erstmaligem Gebrauch der englischen Wörter werden die Übersetzungen in Klammern hinzugefügt.

2 Vorbetrachtungen

2.1 Produktpositionierung

Abbildung 2- und Abbildung 2-2 bieten einen Überblick über die Positionierung der zu entwerfenden Flugzeugfamilie.

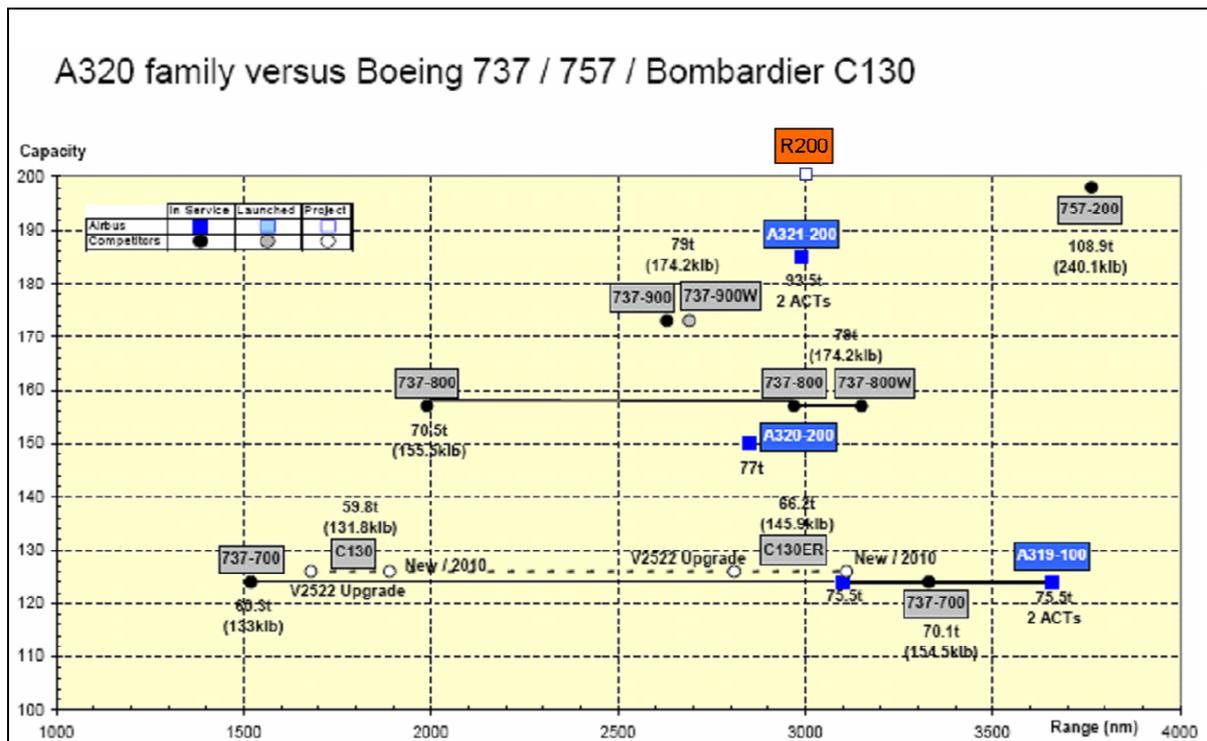


Abbildung 2-1 Produktpositionierung (Quelle: Airbus)

Die hier gezeigten Muster sind alle auf den gleichen Komfortstandard für Kurzstrecken gebracht worden. Nur so ist eine Vergleichbarkeit gewährleistet.

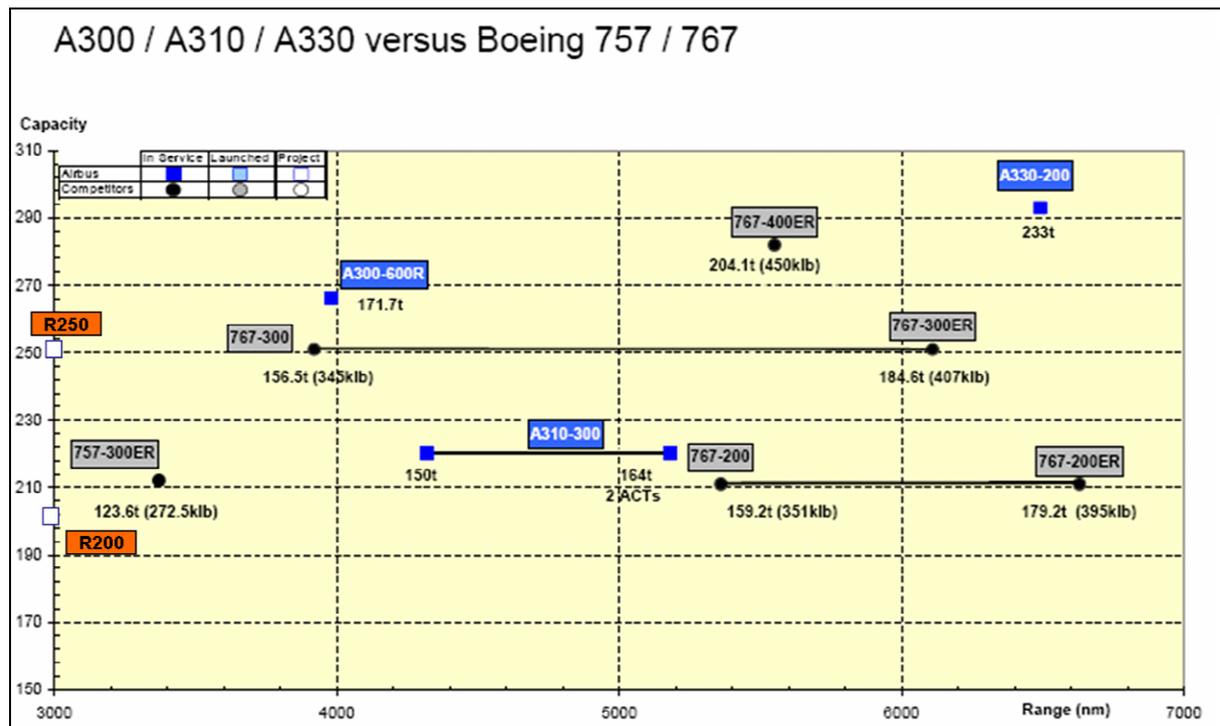


Abbildung 2-2 Produktpositionierung (Quelle: Airbus)

Diese Abbildung zeigt im Dienst befindliche Mittelstreckenflugzeuge mit einem leicht anderen Komfortstandard als die Kurzstreckenflugzeuge. Der vorliegende Entwurf wird nach den gleichen Standards der Kurzstreckenmuster entwickelt. Daher ist eine Eingliederung der Entwürfe in Abbildung 2-2 nur bedingt richtig, die Mittelstreckenflugzeuge besitzen u.a. einen höheren Anteil an Business Klasse Sitzen, wodurch sich die Gesamtzahl etwas verringert. Aber eine parallele Betrachtung der Bilder macht deutlich, dass die R200/250 bzgl. ihrer Kapazität eher zu den Mittelstreckenflugzeugen zählen, aber hinsichtlich der geforderten Reichweite von knapp unterhalb 3000NM bei den Kurzstreckenmodellen einzuordnen sind.

2.2 Familienkonzept

Laut Aufgabenstellung soll eine zweigliedrige Flugzeugfamilie entwickelt werden. Die geforderten Sitzplatzzahlen von 200 bzw. 250 sind im Airbus Zwei-Klassen-Standard zu erzielen. Würde nun für jedes der Flugzeuge ein Punktentwurf gemacht, hat man sicherlich die leistungsfähigsten Flugzeuge als Ergebnis, aber es ergäbe sich ein besonders hoher Entwicklungs- und Fertigungsaufwand, weiterhin würden Wartungs- und Betriebskosten für den Betreiber erheblich höher ausfallen. Ziel bei dem Entwurf einer Familie ist es, so viele Teile wie möglich für alle Mitglieder gleichermaßen verwendbar zu machen und gleichzeitig die dabei entstehenden Nachteile so gering wie möglich zu halten. Wenn ein Unternehmen beispielsweise eine Familie von vorn herein mit drei Flugzeugen entwickeln möchte, z.B. A350XWB, dann erscheint es am sinnvollsten, den Basisentwurf in die Mitte zu legen. Der Größenunterschied zum kleineren wie auch zum größeren Modell ist so am geringsten, und das Konzept ließe sich mit den geringsten Performanceverlusten realisieren. Allerdings muss im Vorfeld bereits der Markt genauestens untersucht werden, welches der drei Flugzeuge den höchsten zu erwartenden Absatz erfährt. Stellt sich beispielsweise heraus, dass sich das größte

Flugzeug am meisten verkaufen ließe, kann es unter Umständen Sinn machen, den Entwurf in diese Richtung zu treiben. Bei Verwendung des gleichen Flügels für alle Familienmitglieder ergäbe sich dann aber, dass dieser zu groß für das kleinste Mitglied würde. Zwar ergäben sich dann enorme Reichweitenpotenziale, aber für die Auslegungsmision ist er zu schwer und hätte zu viel Widerstand. Hier gilt es also abzuwägen und eine gute Balance zu finden.

Im Falle einer zwei gliedrigen Familie ist die Frage, für welches der beiden Flugzeuge der Entwurf optimiert werden soll. Eine intensive Markuntersuchung hat nicht stattgefunden, weshalb hier davon ausgegangen wird, dass sich die R200 und die R250 zu etwa gleichen Stückzahlen absetzen ließen. Somit ist es selbstverständlich das Ziel, einen ausgewogenen Entwurf für beide zu bekommen, ohne eines der Muster mit deutlichen Einschränkungen zu behaften. Wie üblich ergibt sich dadurch beispielsweise eine gleiche Flügelgeometrie für beide Flugzeuge, wobei jedoch der geänderten Last zur Folge geänderte Wandstärken eingearbeitet werden.

Folgende Komponenten sollen an beiden Flugzeugen ohne große Änderungen gleich verwendet werden:

- Flügelgeometrie
- Hochauftriebs- und Klappensysteme
- Fahrwerksgeometrie
- Leitwerksgeometrie
- Rumpfquerschnitt
- Bugsektion
- Hecksektion
- Triebwerke

3 Der Entwurf

3.1 Spezifikationen

Die Spezifikationen werden vom Unternehmen vorgegeben und sind in folgender Tabelle dargestellt.

Aircraft		R200	R250
Range	[NM]	2930	
Pax Capacity (2cl SR)	[-]	200	250
Performance rules		Airbus internal: <ul style="list-style-type: none"> JAR flight profile but 3% trip fuel Mark ups: 3% block fuel; 1,5% MWE Pax + baggage = 100kg 	
Design Mach Number	[-]	0,8	
Vmo/Mmo	[kt / -]	360 / 0,84	
Initial Cruise Altitude Capability (300fpm)	[ft]	≥ 35000	≥ 33000
Time to Climb	[min]	result	
ACN (Flexible B)	[-]	< 45	< 55
Take-Off Field Length	[m]	≤ 2330 SL, ISO +15°	≤ 2530 SL, ISO +15°
Vapp (MLW, SL, ISA)	[kt]	≤ 139	≤ 145
Freight and MZFW capability	[-]	LD3-46W Containers, with MZFW based on max of: LCC layout + 1 row at 136/kg/pax	

Tabelle 3-1 Spezifikationen für den Entwurf

Der konkrete Einsatz bestimmter Technologien ist nicht vorgeschrieben. Allerdings wird verständlicherweise versucht, absehbare Fortschritte auch in diesen Entwurf einfließen zu lassen, um eine maximale Effizienz zu erzielen. So verspricht der Einsatz zapfluftloser Energieversorgung Einsparungen beim Kraftstoff. Der Flügel wird genau wie der Rumpf zu großen Teilen aus CFK gefertigt werden, um die Strukturmassen zu verringern. Weiterhin ergeben sich Fortschritte z.B. der Triebwerke oder der Aerodynamik. In den einzelnen Kapiteln wird jeweils darauf eingegangen.

3.2 Abschätzung der Hauptentwurfparameter

3.2.1 Vorabschätzung der maximalen Startmasse

Als wesentlicher Designparameter gilt die maximale Startmasse (MTOW, Maximum Take Off Weight). Für eine schnelle Konvergenz im späteren Iterationsprozess ist es wünschenswert, hier möglichst genaue Werte zu ermitteln. Für eine allererste grobe Schätzung kann eine statistische Auswertung vorgenommen werden. Hierbei müssen Muster miteinander verglichen werden, die den gleichen Komfortstandard und die gleiche Missionsreichweite aufweisen, auch die Technologielevels sollten in etwa einander entsprechen. Weiterhin ist es wichtig, keine Single Aisle (Flugzeug mit einem Gang) und Twin Aisle (Flugzeug mit zwei Gängen) Modelle in einer Betrachtung zu vermischen. Die zu dünne Datenbasis für diese Vorgehensweise zwingen in dieser Arbeit zu einem anderen vereinfachten Verfahren. Für die R250 wird die A320 als Basis genommen. Von dieser wird die maximale Startmasse pro Passagier bestimmt, woraus sich ein MTOW von 123t ohne Technologieverbesserungen ergibt. Eine Verringerung durch etwa neue Materialien wird zunächst vorsichtig mit nur 5% angenommen. Es ist sicherer, hier nicht so optimistisch in den Entwurf zu gehen. Zwar ergibt sich so evtl. ein zu großer Flügel, aber mit Blick auf mögliche Änderungen des Flügels wirft dies weniger Probleme auf als ein zu kleiner. Muss man einen Flügel im Laufe der Iteration vergrößern, kann es sein, dass die Kabinenlayouts und die Türpositionen auch geändert werden müssen. Das vorläufige MTOW der R250 beträgt so 117t. In Analogie hierzu wird die maximale Startmasse der R200 ermittelt, jedoch auf Basis der A319, die eine verkürzte Version der A320 ist. So ergibt sich die vorläufige Startmasse zu 105t.

	MTWO [t]	Passagiere
R200	105	200
R250	117	250

Tabelle 3-2 Vorabschätzung der maximalen Startmassen

Das MTOW wird sich im Laufe des späteren Iterationsprozesses ändern.

3.2.2 Flächenbelastung und Flügelfläche

Nachdem nun Startwerte für das MTOW ermittelt wurden, soll die vorläufige Flügelfläche festgelegt werden. Ein typischer Ansatz, welcher hier verfolgt wird, ist dabei über die Flächenbelastung zu gehen. Es wurden einige Kurz- und Mittelstrecken Flugzeuge analysiert und im Anschluss deren Flächenbelastung über dem MTOW aufgetragen. Dies ist sehr hilfreich, da man als typischen empfohlenen Startwert für die Flächenlast häufig 700 kg/m^2 findet. Nach Rücksprache innerhalb Airbus trifft aber eher auf Langstreckenflugzeuge zu. Die Erfahrung aus aktuellen Projekten zeigt, dass Kurzstreckenflugzeuge, getrieben von geforderten Anfluggeschwindigkeiten, große Flügelflächen und somit niedrige Flächenlasten aufweisen. Zwar gibt es z.B. mit der A321 auch Ausnahmen mit hohen Lasten am Flügel, jedoch kommt dort ein komplexes Hochauftriebssystem (Doppelspaltklappe) zum Einsatz, um die nötigen Auftriebswerte zu erzielen. Aus Kostengründen soll in dieser Arbeit wenn möglich darauf verzichtet werden

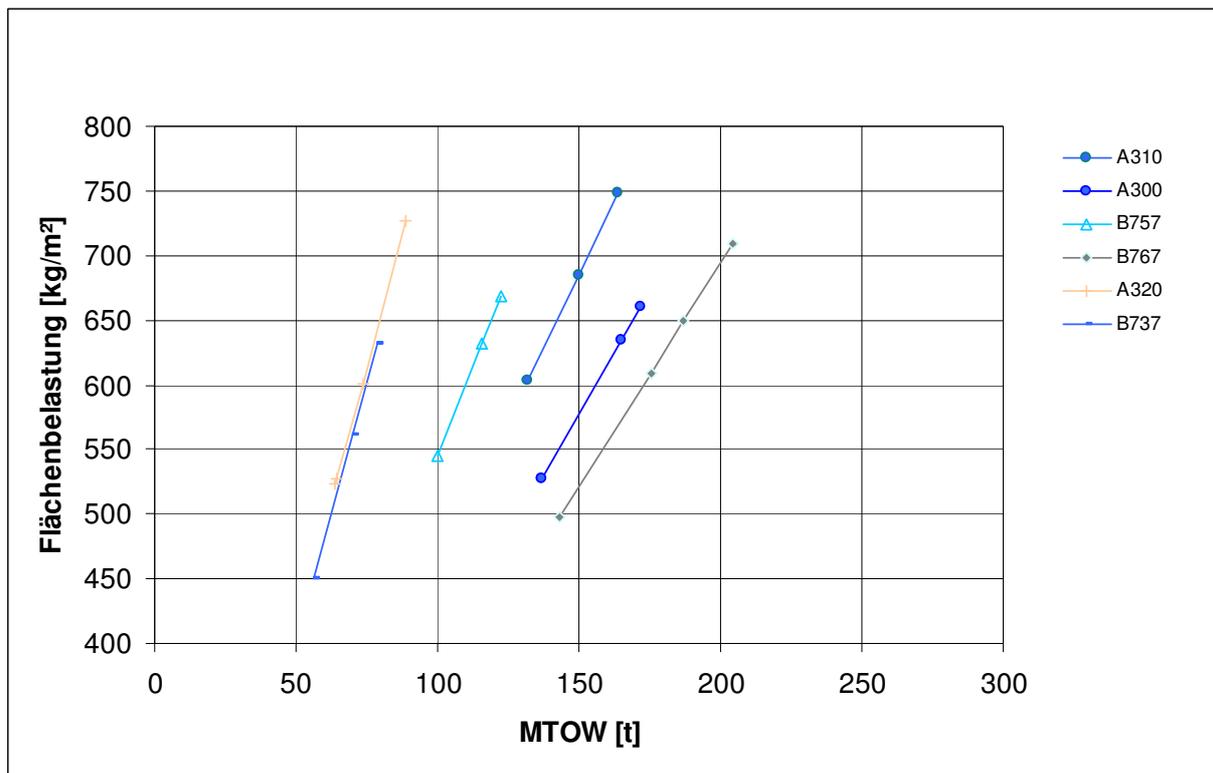


Diagramm 3-1 Flächenbelastungen einiger Flugzeuge

Als Startwert für die Flächenbelastung wird aus dem Diagramm eine mittlere Flächenlast von 635 kg/m^2 abgelesen. Um evtl. später eine weitere Stretchvariante oder eine „Extended Range“ Variante (mehr Reichweite) mit erhöhtem MTOW zu ermöglichen, wird die Flächenbelastung nicht zu hoch angenommen. Bei Familienkonzepten legt meistens die große Variante die Flügelfläche fest. Dies liegt zum einen an der höheren zu erwartenden Startmasse aber auch an dem geringeren Anstellwinkel für Start und Landung, was entweder komplizierter Klappensysteme nötig macht oder eine größere Flügelfläche. Für diesen

Entwurf wird die Flächenbelastung der R250 auf 635 kg/m² festgelegt. Entsprechend ergeben sich dann bei gleicher Flügelfläche niedrigere Werte für das kleine Flugzeug.

Es gilt:
$$\text{Flächenbelastung} = \frac{MTOW}{\text{Flügelfläche}} \quad (3.1)$$

Hiermit ergeben sich folgende in Tabelle 3-3 dargestellten Startwerte für die Flächenbelastung bzw. die Flügelfläche.

	MTOW [t]	Flächenbelastung [kg/m ²]	Flügelfläche [m ²]
R200	105	570	184,3
R250	117	635	184,3

Tabelle 3-3 Ermittelte Flächenbelastungen und Flügelflächen

Wie das MTOW können auch die Flächenlast und die Flügelfläche im Laufe der Rechenschleifen variieren. Es wird sich zeigen, dass die Massen später kleiner werden, die Flügelflächen jedoch konstant bleiben.

3.2.3 Erforderlicher Schub und Triebwerksauswahl

Drei unterschiedliche Schübe können für ein Triebwerk dimensionierend sein:

- Startschub, T_{TO}
- Steigschub, T_{Climb}
- Reiseschub, T_{Cruise}

Als erste Näherung, die oftmals alle Kriterien erfüllt, gilt ein Schub/Gewichtsverhältnis beim Start von 0,3:

$$\frac{T_{TO}}{MTOW} \approx 0,3 \quad (3.2)$$

Die 787-3 mit einem Wert von 0,29 zeigt, dass dieser erste Ansatz für den Schubbedarf durchaus gerechtfertigt und für dieses Entwurfsstadium hinreichend genau ist. Die Berechnungen zu den Flugleistungen werden zeigen, inwiefern der gewählte Schub für alle Situationen ausreichend oder evtl. sogar zu hoch ist.

Mit einem MTOW von 105t (R200) und 117t (R250) ergeben sich folgende Werte:

	R200	R250
Startschub T_{TO} in [N] Gesamt	309015	344331
Startschub T_{TO} in [lbf] Gesamt	69473	77413
Startschub T_{TO} in [N] pro Triebwerk	154508	194866
Startschub T_{TO} in [lbf] pro Triebwerk	34736	38706

Tabelle 3-4 Erforderlicher Startschub T_{TO} mit $n \equiv$ Anzahl Triebwerke

Nachdem der erforderliche Schub ermittelt wurde, muss entschieden werden, welches Triebwerk verwendet werden soll. Die geforderte Reisegeschwindigkeit von Mach 0,8 macht einen Turboprop (PTL) unwirtschaftlich, da dieser hier in einem Bereich fliegt, in dem an den Blattspitzen des Propellers die Strömung durch lokalen Überschall anfängt abzulösen. Ein verringerter Vortriebswirkungsgrad und ein erhöhtes Lärmniveau sind die Folge. Weiterhin werden wegen des großen Durchmessers Probleme bei der Integration der Triebwerke am Heck erwartet. Die A400M hat bei ähnlicher Masse wie die R200 vier PTL's mit je 5,3m Schraubendurchmesser.

Der steigende Kraftstoffpreis hat dazu geführt, dass auch die aus den 80'er Jahren bekannten Propfan Triebwerke wieder diskutiert werden. Im Gegensatz zu konventionellen Propellern weisen diese acht bis zehn verhältnismäßig kurze, aber extrem tiefe Schaufeln auf. Dadurch können sie mechanisch und aerodynamisch höher belastet werden als wenige lange, schmale, konventionell geformte Blätter. Zudem sind sie stark nach hinten gepfeilt. So soll die kritische Machzahl heraufgesetzt und über dem Radius des Blattes nahezu konstant gehalten werden. Fluggeschwindigkeiten von über Mach 0.8 sollen möglich sein. Damals wie heute ist jedoch das Geräuschniveau besonders hoch, was zusätzliche Massen zur Abschirmung notwendig macht. Ebenfalls problematisch sind diese Antriebe hinsichtlich der Schallermüdung in der Struktur. Nach wenigen Testflügen an einer Boeing platze bereits der Lack vom Rumpf. Die erwarteten maximalen Standschübe werden bei 30000lbf liegen. Somit werden drei Triebwerke nötig, was wiederum zu großen Herausforderungen bei der Integration führt.

Alternative Antriebskonzepte wie Wasserstoff sollen in dieser Arbeit nicht untersucht werden. So bleibt als letzte Möglichkeit nur noch ein Turbofan oder Turbojet. Letztere sind laut und für einen Einsatz im Unterschall sehr unwirtschaftlich. Ihre Entwicklung hörte in den 60'er Jahren auf. Der überwiegende Teil moderner Verkehrsflugzeuge verwendet heute Turbofan Triebwerke. Aller Voraussicht nach wird dies auch in Zukunft so bleiben, wobei die Hersteller bemüht sind, den Verbrauch, den Schadstoffausstoß und den Lärmpegel weiter zu senken. Um dies zu erreichen werden die Nebenstromverhältnisse steigen. Jedoch sind hier nach oben Grenzen gesetzt, denn der steigende Fandurchmesser lässt die Blattspitzengeschwindigkeit ebenfalls steigen. So kommt es wie beim Propeller zu Strömungsablösungen mit den gleichen negativen Folgen. Zusätzlich werden die Schaufeln schwer, weil die Zentrifugalkräfte mit dem Quadrat des Radius' steigen. Eine Lösung für dieses Problem bietet der Getriebefan (GTF, Geared Turbofan) von Pratt & Whitney, bei dem

der Bläser von der Niederdruckturbine durch ein Untersetzungsgetriebe entkoppelt ist [HOEVELLER 07]. Der Bläser soll bei einem Verhältnis von 3:1 dreimal langsamer drehen als die Turbine. Laut Hersteller wird der Antrieb trotz Getriebe nicht schwerer werden als andere Triebwerke. Im Vergleich mit einem CFM56-7 sollen die Masse und die Länge sogar 10% geringer ausfallen. Der subjektiv empfundene Lärm soll halbiert und Treibstoffverbrauch und Kohlenstoffdioxidausstoß um 12% gegenüber heute gesenkt werden. Diese viel versprechenden Daten führen zur Entscheidung für diesen Antrieb. Dem Schub dürften durch ein Getriebekonzept in dieser Schubklasse keine Grenzen gesetzt sein, weshalb zwei GTF ausreichend sind.

Das Triebwerk wird auf den erforderlichen Schub der R250 ausgelegt und für den geringeren Schub der R200 bei gleicher Bauweise elektronisch angepasst („Derating“). So ergibt sich zwar ein Gewichtsdefizit für das kleinere Triebwerk, jedoch hätte eine umgekehrte Vorgehensweise einen negativen Effekt auf die Wartungskosten. Wird ein auf einen bestimmten Schub ausgelegtes Triebwerk bei gleicher Bauweise mit höherem Schub ausgestattet (Throttle Push), erhöht sich die Arbeitstemperatur, was einen größeren Wartungsaufwand nach sich zieht. Aktuell laufen zu diesem Thema Studien, deren Ergebnisse noch ausstehen.

4 Konfigurationsermittlung

4.1 Rumpfauslegung

4.1.1 Anforderungen an den Rumpf

Der Rumpf dient bei Flugzeugen konventioneller Art hauptsächlich der Aufnahme der Nutzlast. In der Regel wird hier kein Kraftstoff untergebracht, da dieser in den Flügeln vorgehalten wird. Nur selten werden Teile des Frachtraums für die Unterbringung zusätzlicher Tankkapazitäten verwendet. Diese Möglichkeit wird dann genutzt, wenn ein Flugzeug für längere Missionen umgebaut werden soll. In dieser Arbeit wird dies nicht betrachtet. Somit besteht hier die Nutzlast aus den Passagieren, deren Gepäck und anderer Fracht. Die Passagiere werden in der Kabine untergebracht. Ein kleiner Teil ihres Gepäcks, meistens das Handgepäck nehmen sie mit in die Kabine und verstauen dies in den Gepäckfächern an der Kabinendecke. Der größere Teil des Gepäcks kommt in Containern oder als Einzelstücke in den Frachtraum. Weiterhin dient der Rumpf der Unterbringung diverser wichtiger Systeme.

In Längsrichtung lässt sich ein Rumpf grob in drei Teile aufteilen: Die Cockpitsektion, der oftmals zylindrische Rumpfmittelteil und die Hecksektion.

4.1.2 Rumpfquerschnitt und Frachtraum

Für die Realisierung von Familienkonzepten werden heute zum überwiegenden Teil Rumpfe entwickelt, die einen konstanten Rumpfquerschnitt (cross-section) vorweisen. Dies dient der Verringerung der Kosten in der Entwicklung und der Produktion. Wesentlicher Treiber ist aber auch eine geforderte Kabinenflexibilität. Auch wenn dies mit Blick auf die Herstellung vor allem bei Flugzeugen in Aluminiumbauweise Vorteile hat (einfach gekrümmte Flächen sind besser herzustellen als sphärisch gekrümmte), und man bei der Verwendung von Verbundmaterialien wie in diesem Falle CFK etwas mehr Gestaltungsmöglichkeiten hat, bleibt die Forderung nach einer gestreckten oder verkürzten Variante erhalten, so dass auch in dieser Arbeit für den Rumpfmittelteil ein konstanter Querschnitt entworfen wird.

Aufgrund der angestrebten Flughöhe wird der Querschnitt einen kreisförmigen oder kreisähnlichen Charakter besitzen, um den Anforderungen einer Druckkabine mit einem Minimum an Material und Masse gerecht zu werden.

Der Rumpf trägt etwa 25 ... 50% zum Gesamtwiderstand bei. Deshalb ist man bestrebt, die Form möglichst widerstandsarm zu gestalten. Für den Unterschallbereich gilt, dass ein Schlankheitsgrad l_f / d_f von etwa 6 den geringsten Rumpfwiderstand liefert. Allerdings sind bei diesem Wert die Leitwerkshebelarme sehr kurz, was zu großen Leitwerksflächen führt. Gemäß [ROSKAM III] ergibt sich durch einen Schlankheitsgrad von 8 die widerstandsärmste Gesamtkonfiguration. Bei diesem Wert hat man zusätzlich gute Möglichkeiten gestreckte oder gekürzte Varianten zu realisieren. Es können Werte von 5 bei gekürzten und bis zu 14 bei gestreckten Flugzeugen entstehen. Der durchschnittliche Schlankheitsgrad heutiger Muster liegt bei 9. Bei solchen Werten liefert Gleichung (4.1) nach [RAYMER 92] die Anzahl der Sitze nebeneinander.

$$n_{SA} = 0,45 \cdot \sqrt{n_{Pax}} \quad (4.1)$$

Mit $n_{Pax} = 200$ für den R200 ergibt sich $n_{SA} = 6,4$. Mit $n_{Pax} = 250$ für die R250 ergibt sich $n_{SA} = 7,1$.

Bei der folgenden Diskussion muss sorgfältig zwischen verschiedenen Komfortstandards unterschieden werden. Es wird davon ausgegangen, dass obige Ergebnisse für eine Touristenklasse (Economy Class) mit durchschnittlichem Komfort gelten. Unter dieser Annahme ergibt sich für die R200 die Möglichkeit eines 6 Abreast (6 Sitze pro Reihe) mit dann nur einem erforderlichen Gang. Denn laut JAR 25.817 genügt bei bis zu sechs Sitzen pro Reihe ein Gang in der Kabine, darüber hinaus sind zwei Gänge erforderlich. Kehrt man das Ergebnis für die R250 um und bezieht es auf den Schlankheitsgrad, so wird dieser dann besonders groß. Ein 8 Abreast mit zwei Gängen im 2-Klassen Komfortstandard führt besonders bei der R200 aber auch der R250 zu sehr kurzen Rümpfen, die außer mit großen Leitwerksflächen zusätzlich mit mangelhafter Türzugänglichkeit zu kämpfen hätten. Mit Blick auf kurze Bodenabfertigungszeiten, wird von dieser Auslegung abgesehen. Für den Entwurf kommt wie bei der Boeing 767 eine Zwischenlösung mit 7 Sitzen nebeneinander in der Economy Class (E/C) zur Anwendung. Hierbei handelt es sich um eine Konfiguration mit besonderen Herausforderungen. Die Kabinenfläche der Gänge, die ja zum größten Teil nur zum Ein- und Aussteigen verwendet wird, ist im Verhältnis zu der permanent verwendeten Kabinenfläche der Sitze recht groß. Aus Erfahrung bei der Boeing 767 weiß man, dass sich für die Business Class (B/C) eine Anordnung mit 5 Sitzen ergibt, die bei einem durchgängigen Konzept der Gepäckfächer im gesamten Flugzeug Schwierigkeiten bei der Gestaltung macht. Es ist jedoch unbedingt erforderlich, dass diese Klasse ein gutes Layout besitzt, denn für viele Betreiber ist die B/C die größte Einnahmequelle. Weiterhin besteht aufgrund des schlechten Flächennutzungsverhältnisses der Wunsch nach der Möglichkeit, acht Sitze bei verringertem Komfort nebeneinander einbauen zu können. So müssen bei der Entwicklung eines flexibel einsetzbaren Rumpfquerschnittes immer alle Klassen (B/C, E/C, 8 Abreast mit niedrigem Komfort) gleichzeitig betrachtet werden, um am Ende den bestmöglichen Kompromiss zu erhalten.

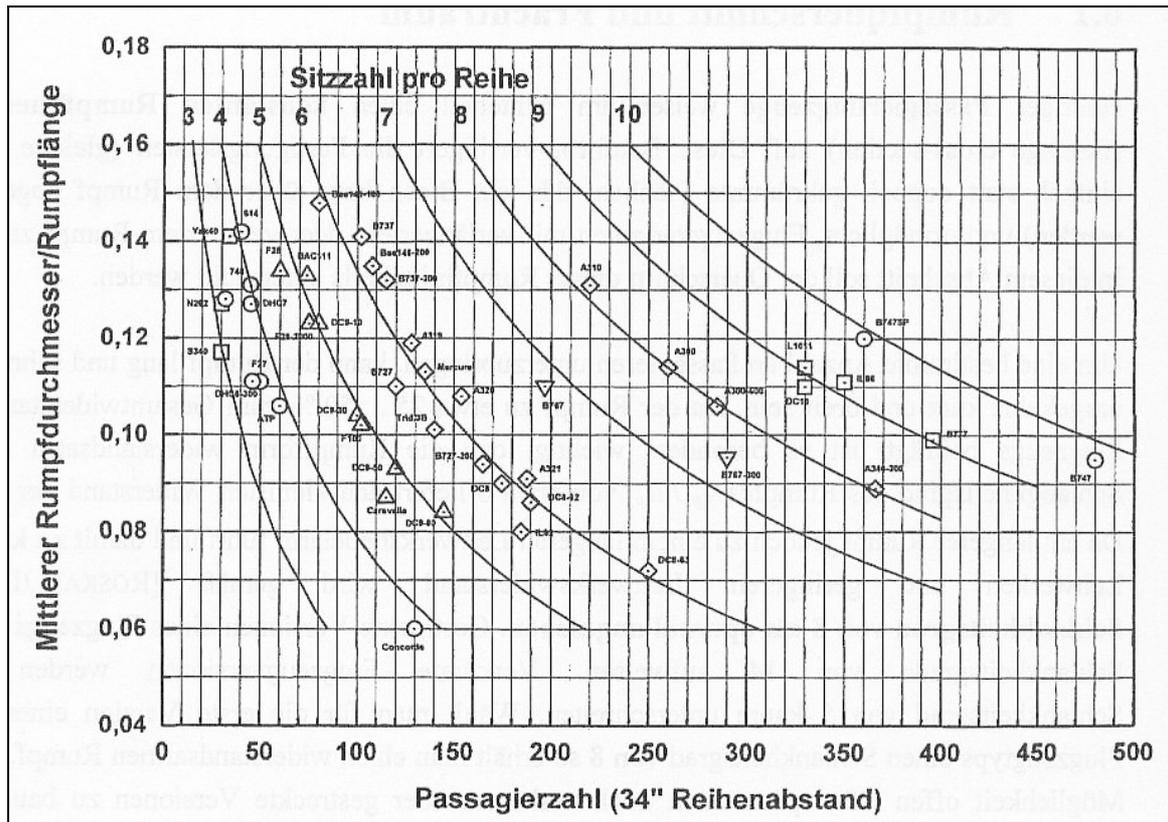


Abbildung 4-1 Anzahl der Sitze pro Reihe als Funktion der Passagierzahl und des Schlankheitsgrades [MARCKWARDT 98a]

Abbildung 4-1 liefert eine Übersicht verschiedener Flugzeugmuster mit deren Schlankheitsgraden und Passagierzahlen. Es fällt auf, dass es in der 7 Abreast Klasse mit der Boeing 767 nur ein einziges Flugzeug gibt. Wenngleich die Abbildung keinen Anspruch auf Vollständigkeit erheben wird, hat auch eine weitere Recherche keine zusätzlichen Modelle ergeben.

4.1.3 Der Musterpassagier

Für aktuelle Entwürfe gilt der hier abgebildete Musterpassagier als Basis.

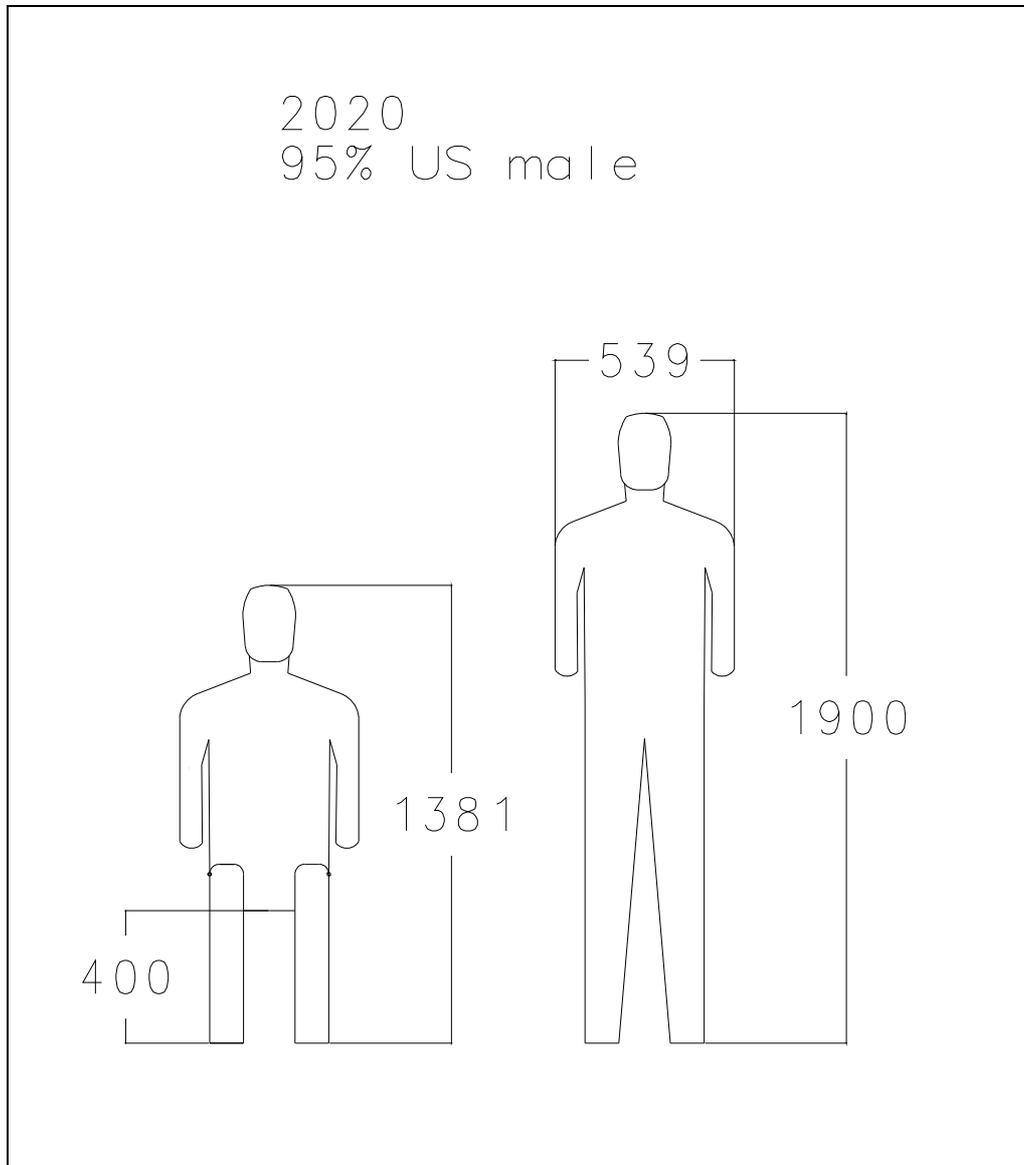


Abbildung 4-2 95% US Male 2020

Untersuchungen zufolge werden um das Jahr 2020 95% der US-Amerikaner gleich groß oder kleiner sein als der abgebildete Mann. Zusätzlich wird erwartet, dass die Amerikaner zu diesem Zeitpunkt insgesamt die am höchsten gewachsene Körpergröße der Welt haben werden.

4.1.4 Entwurfsprozess des Rumpfquerschnitts

Nachdem festgelegt wurde, mit wie viel Sitzen eine Sitzreihe der Touristenklasse ausgestattet wird, kann die weitere Ausgestaltung des Querschnitts (cross-section) angegangen werden.

Für die Anordnung der sieben Sitze in der E/C ergeben sich folgende Möglichkeiten:

- 3 – 1 – 3
- 2 – 3 – 2
- 1 – 5 – 1

Für die Kabinengestaltung der Business Class gelten höhere Komfortstandards für Sitze und Gangbreiten. Hier ergeben sich zwei unterschiedliche Sitzverteilungen:

- 1 – 3 – 1
- 2 – 1 – 2

Ein Layout mit acht Sitzen und niedrigem Komfortstandard lässt folgende drei Möglichkeiten zu:

- 1 – 6 – 1
- 2 – 4 – 2
- 3 – 2 – 3

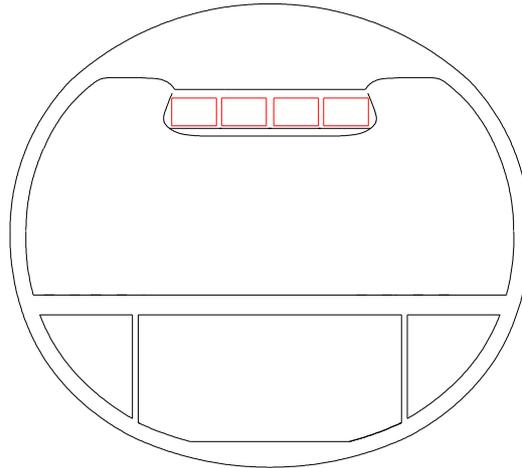
Für die Unterbringung des Handgepäcks ist es zwingend erforderlich genügend Stauraum vorzuhalten. Hierfür stehen unter Berücksichtigung der Größe des Gepäcks drei unterschiedliche Konzepte zur Verfügung:

- Eine sehr große Reihe Gepäckfächer in der Mitte (A)
- Zwei große Reihen Gepäckfächern an den Seiten (B)
- Zwei Reihen an den Seiten und eine mittige Reihe Gepäckfächer (C)

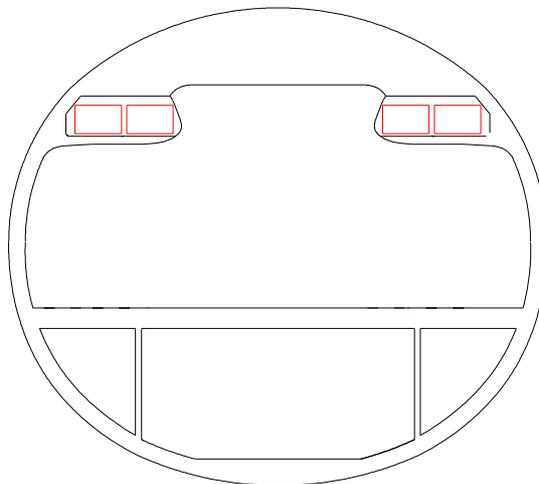
Die drei entwickelten Varianten der Gepäckfächer sind unten dargestellt.

Unsymmetrische Sitzverteilungen wurden nicht betrachtet, da sich so ein durchgängiges Gepäckfach System sehr schwierig gestaltet. Außerdem kann es gegebenenfalls zu einer ungünstigen Schwerpunktswanderung um die Längsachse kommen, die zwar gering ist aber einen zusätzlichen Trimmwiderstand mit sich brächte

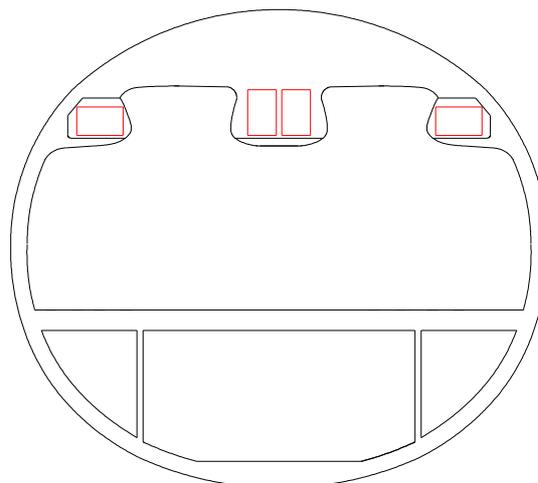
A)

**Abbildung 4-3 Gepäckfach Variante A**

B)

**Abbildung 4-4 Gepäckfach Variante B**

C)

**Abbildung 4-5 Gepäckfach Variante C**

Es gilt nun, die unterschiedlichen Sitzverteilungen und die Gepäckfach Varianten so zu kombinieren, dass sich ein durchgängiges Lining, also ein einheitliches Gepäckfachsystem und eine einheitliche Beleuchtung in der Kabine realisieren lassen. Dies ist ebenfalls aus Flexibilitätsgründen erforderlich, damit eine Fluggesellschaft die Größe der einzelnen Klassen variieren kann. Weiterhin sollen so Produktions- und Entwicklungskosten gesenkt werden. Zwei wesentliche Haupttreiber für die Kombinationsmöglichkeiten ergeben sich:

- Kopffreiheit im Gang
- Zugänglichkeit der Gepäckfächer

So ist für Gepäckfach Variante A ein großer Mittelblock erforderlich, während bei Variante B nur ein kleiner Mittelblock Platz findet. Variante C hingegen fordert eine homogene Verteilung der Sitze. Aus Überlegungen ergeben sich so die in der Tabelle ersichtliche Kombinationen.

	Economy Class	Business Class	8 Abreast	Gepäckfach
1.	2 – 3 – 2	2 – 1 – 2	2 – 4 – 2	C
2.	2 – 3 – 2	2 – 1 – 2	3 – 2 – 3	C
3.	2 – 3 – 2	1 – 3 – 1	2 – 4 – 2	C
4.	3 – 1 – 3	2 – 1 – 2	3 – 2 – 3	C
5.	1 – 5 – 1	1 – 3 – 1	1 – 6 – 1	A
6.	3 – 1 – 3	2 – 1 – 2	3 – 2 – 3	B

Tabelle 4-1 Kombinationsmöglichkeiten für den Rumpfquerschnitt

Die Breiten von Sitzflächen und Armlehnen der E/C und der B/C sind vom Unternehmen vorgegeben, die des 8 Abreast sind selbst gewählt und das Ergebnis aus der Entwicklung der Querschnitte. Die Gangbreiten unterliegen keinen Vorgaben, jedoch sollten sie nicht zu schmal sein, damit der Trolley (Servicewagen in der Kabine) noch zwischen den Sitzen durchpasst. Weiterhin unterstützen breitere Gänge das zügige Ein- und Aussteigen der Passagiere.

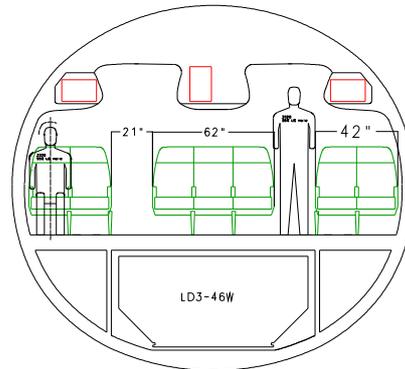
	E/C	B/C	8 Abreast
Sitzfläche Einzelsitz [in]	18	24	16,4
Sitzfläche bei Sitzbank [in]	18	26	16,4
Armlehne [in]	2	2	1,8

Tabelle 4-2 Breite der Sitzflächen und Armlehnen

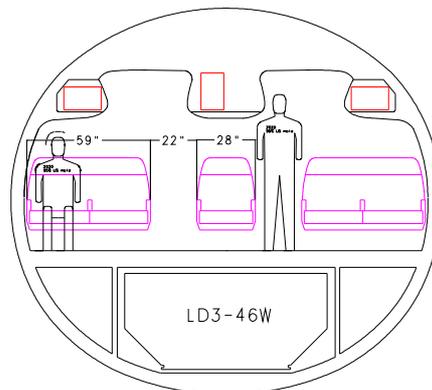
Die folgenden Seiten zeigen hintereinander die verschiedenen Kombinationsmöglichkeiten. Eine Diskussion erfolgt im Anschluss daran.

1.Variante

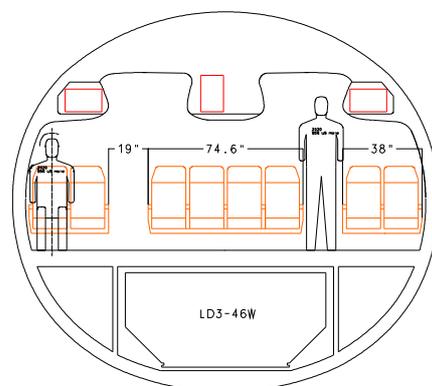
Economy Class

**Abbildung 4-6 E/C mit Gepäckfach Variante C**

Business Class

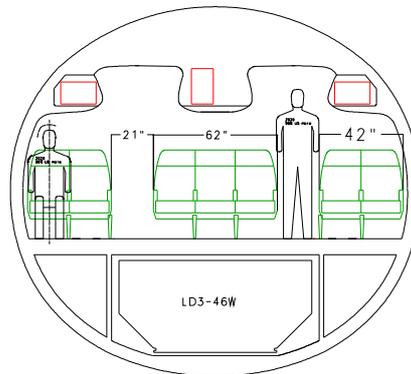
**Abbildung 4-7 B/C mit Gepäckfach Variante C**

8-Abreast Ultra High Density

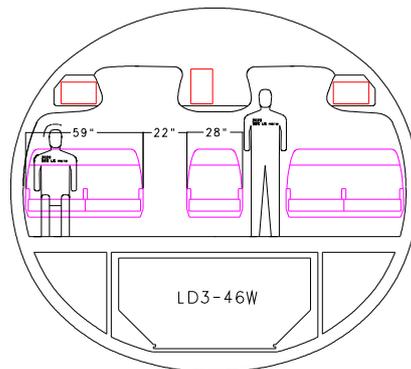
**Abbildung 4-8 8 Abreast mit Gepäckfach Variante C**

2. Variante

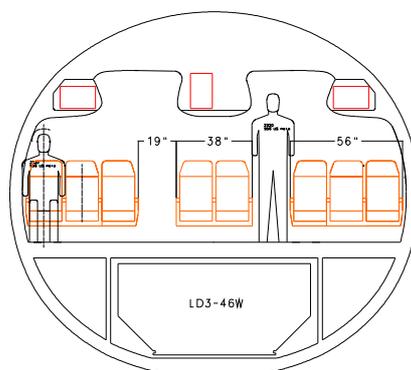
Economy Class

**Abbildung 4-9 E/C mit Gepäckfach Variante C**

Business Class

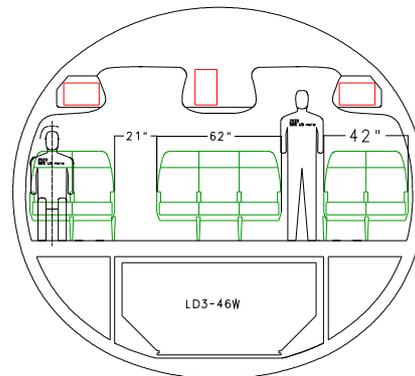
**Abbildung 4-10 B/C mit Gepäckfach Variante C**

8-Abreast Ultra High Density

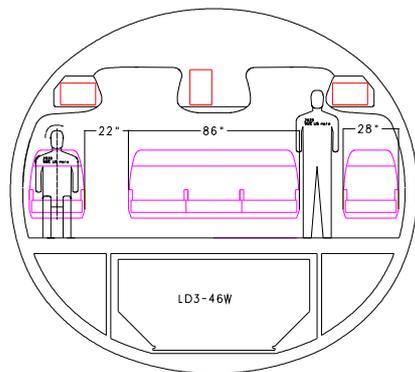
**Abbildung 4-11 8 Abreast mit Gepäckfach Variante C**

3.Variante

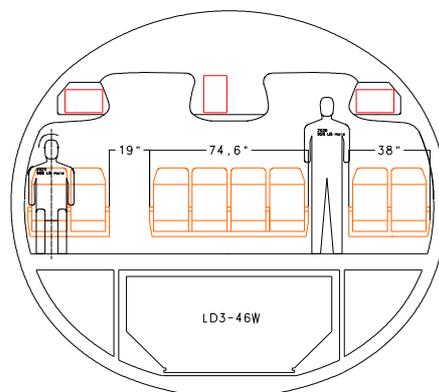
Economy Class

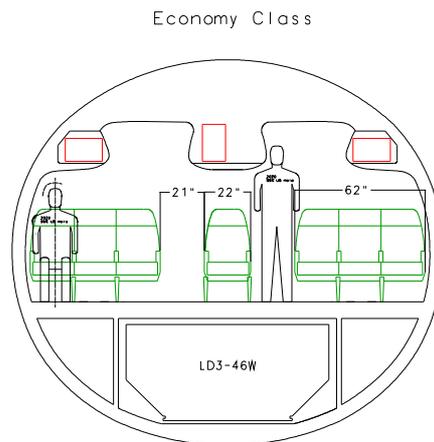
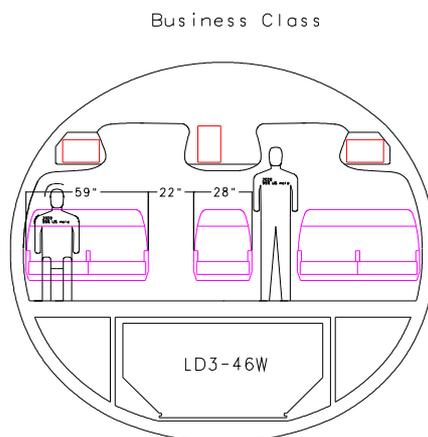
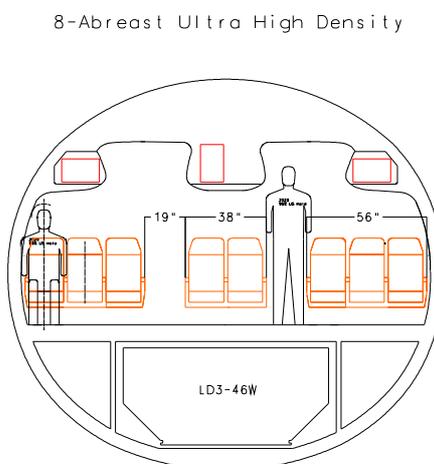
**Abbildung 4-12 E/C mit Gepäckfach Variante C**

Business Class

**Abbildung 4-13 B/C mit Gepäckfach Variante C**

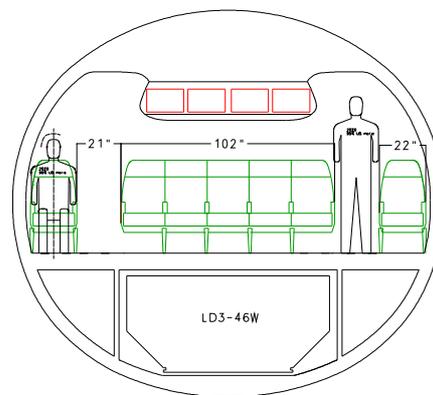
8-Abreast Ultra High Density

**Abbildung 4-14 8 Abreast mit Gepäckfach Variante C**

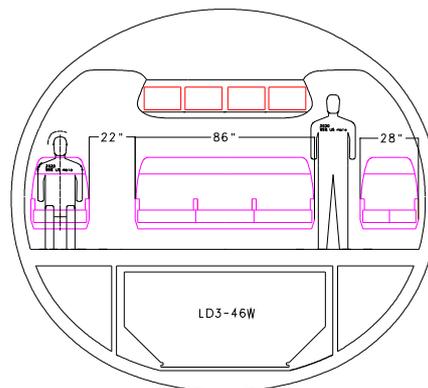
4. Variante**Abbildung 4-15 E/C mit Gepäckfach Variante C****Abbildung 4-16 B/C mit Gepäckfach Variante C****Abbildung 4-17 8 Abreast mit Gepäckfach Variante C**

5.Variante

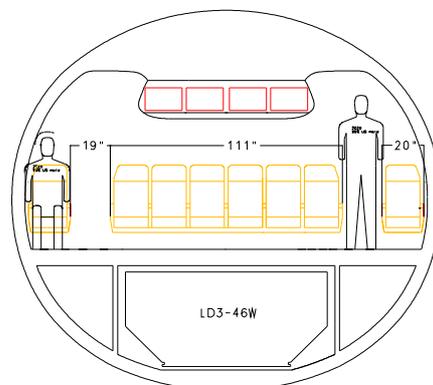
Economy Class

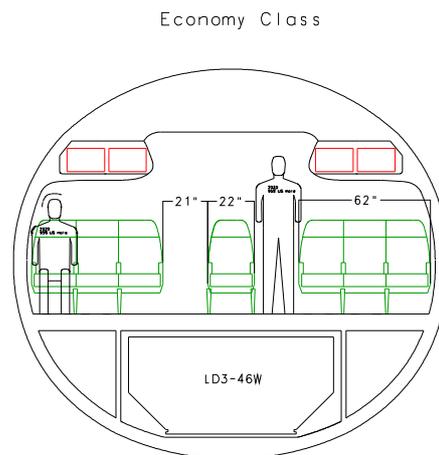
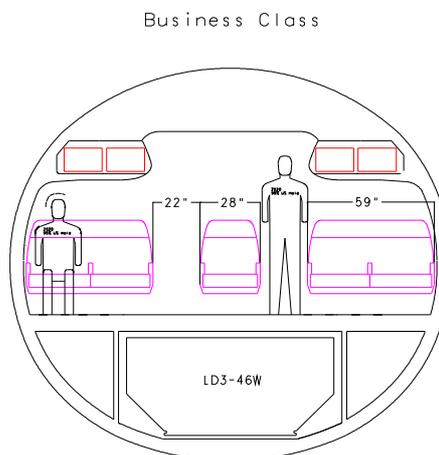
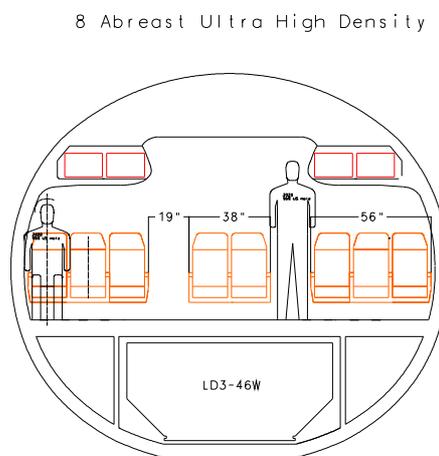
**Abbildung 4-18 E/C mit Gepäckfach Variante A**

Business Class

**Abbildung 4-19 B/C mit Gepäckfach Variante A**

8 Abreast Ultra High Density

**Abbildung 4-20 8 Abreast mit Gepäckfach Variante A**

6. Variante**Abbildung 4-21 E/C mit Gepäckfach Variante B****Abbildung 4-22 B/C mit Gepäckfach Variante B****Abbildung 4-23 8 Abreast mit Gepäckfach Variante B**

Diskussion der Kombinationsmöglichkeiten

Die erste Variante zeigt sich in der Economy Class sehr gut. Die Kopffreiheit im Gang sowie die Zugänglichkeit zu den Gepäckfächern sind ebenfalls sehr gut. Die dreireihige Anordnung der Gepäckfächer führt zu ausschließlich nebeneinander und nicht hintereinander liegendem Handgepäck, was die Entnahme erheblich erleichtert. In der Business Class ist die Erreichbarkeit der seitlichen Fächer nicht optimal, der Abstand des stehenden Passagiers zum Fach ist ein wenig zu groß, besonders wenn man bedenkt, dass viele Menschen nicht der Körpergröße des US Male 2020 entsprechen. Abhilfe könnten hier ins Kabineninnere schwenkbare Gepäckfächer bringen. Der 8 Abreast zeigt das umgekehrte Problem, dort sind die äußeren Fächer zwar gut erreichbar, jedoch muss sich eine Person recht weit strecken, um die mittleren Gepäckfächer zu nutzen. Insgesamt sind bei der ersten Kombinationsvariante aber keine „Showstopper“ vorhanden.

Die zweite Variante ist der ersten sehr ähnlich, mit dem Unterschied, dass der 8 Abreast hier umgestaltet wurde. Eine andere Sitzverteilung führt zu einer besseren Zugänglichkeit der mittleren, jedoch zu einer verschlechterten der äußeren Gepäckfächer. Insgesamt zeigt sich diese Möglichkeit aber gleichwertig mit der ersten Variante.

Die dritte Variante hat gegenüber der ersten eine geänderte Business Class. Hier kommt der Passagier jetzt kaum noch an die mittleren Fächer heran, wo hingegen er mit dem Kopf nahezu an den äußeren anstößt. Diese Kombinationsvariante gilt als nicht realisierbar.

Die vierte Kombinationsvariante zeigt sich in der Economy Class als nicht umsetzbar. Hier ist die Kopffreiheit im Gang mangelhaft.

Die fünfte Variante verzichtet auf äußere Gepäckfächer und hat ein sehr großes Gepäckfach in der Mitte der Kabinendecke. Eine konsequente Verteilung der Sitze mit Schwerpunkt auf einen großen Centerblock führt zu idealen Kopffreiheiten in allen drei Klassen. Problematisch scheint aber die Entnahme des Gepäcks, das hier in zwei Reihen hintereinander liegt. Die hinteren Koffer oder Taschen sind besonders im 8 Abreast nur schwer zu erreichen. Allen drei gemein sind die Einzelsitze am Kabinenrand.

Die sechste Variante ist das Gegenteil der vorangegangenen. Hier sind die Gepäckfächer lediglich am Rand der Kabinendecke und die Mitte bleibt frei. Dies führt zu einer Verteilung der Sitze mit Schwerpunkt an den Seiten. Dadurch haben Economy und Business Klasse jeweils einen Einzelsitz in der Mitte. Die Entnahme der in zweiter Reihe liegenden Gepäckstücke ist ähnlich schwierig wie bei Variante vier. Die Kopffreiheit ist in allen Klassen sehr gut.

Ein schnelles Boarding und Deboarding stellt ein Ziel dieses Entwurfes dar. Dies hängt stark davon ab, wie schnell der Passagier sein Gepäck verstauen und wieder entnehmen kann. Daher zeigt sich ein Gepäckfach System mit drei Reihen grundsätzlich im Vorteil gegenüber den anderen, da mehr Reisende gleichzeitig Zugang zu den Fächern haben. Dies muss aber nicht heißen, dass sich die anderen Systeme automatisch disqualifizieren. In einer Vergleichsmatrix soll versucht werden, den besten Kompromiss aus den gezeigten Kombinationsmöglichkeiten zu finden. Dabei werden die dritte und vierte Variante nicht mehr betrachtet. Bewertet werden folgende Gesichtspunkte:

- Kopffreiheit
- Zugänglich der Gepäckfächer
- Zeit zum Be- und Entladen der Fächer.
- Homogenität der Sitzverteilung

Die Zugänglichkeit der Fächer und die Be- und Entladezeit sind nicht in jedem Fall miteinander gekoppelt. Eine Gute Erreichbarkeit der Klappe garantiert nicht, dass das Gepäck auch gut entnommen werden kann, wenn die Fächer beispielsweise sehr tief sind wie in Gepäckfach Variante A und B. Die Homogenität der Sitzverteilung beschreibt, ob Einzelsitze vorhanden sind und ob jeder Passagier gut von seinem Platz aufstehen kann. Es ist besser, wenn man nur einen Sitznachbarn passieren muss statt zwei, nicht nur, wenn er etwa während des Fluges das WC aufsuchen möchte, sondern auch im Evakuierungsfall.

		Kopffreiheit	Zugänglichkeit der Gepäckfächer	Zeit zum Be- und Entladen des Handgepäcks	Homogenität der Sitzverteilung	Punkte	Σ
1.Variante	E/C	2	2	2	2	8	19
	B/C	1	1	2	1	5	
	8 Abr.	1	1	2	2	6	
2.Variante	E/C	2	2	2	2	8	19
	B/C	1	1	2	1	5	
	8 Abr.	1	1	2	2	6	
5.Variante	E/C	2	2	0	0	4	14
	B/C	2	2	1	1	6	
	8 Abr.	2	2	0	0	4	
6.Variante	E/C	2	2	1	1	6	18
	B/C	2	2	1	1	6	
	8 Abr.	1	2	1	2	6	

Tabelle 4-3 Vergleichsmatrix

Legende: gut bis sehr gut (2), akzeptabel (1), nicht gut(0)

Das Gepäckfach System mit drei Reihen zeigt sich den anderen beiden überlegen. Somit gehen die erste und zweite Kombinationsvariante als beste Kompromisse hervor. Der Vergleich zeigt aber auch die Grundproblematik eines 7 Abreast Querschnittes: Lassen sich die Economy Class und ein Layout mit acht Sitzen pro Sitzreihe noch gut realisieren, ergibt sich für die so wichtige Business Class eine nicht optimale Lösung. Besonders die Zugänglichkeit zu den äußeren Fächern könnte bei feststehenden Systemen besser sein, jedoch ist der Sitzabstand in der B/C so groß, dass der Passagier zwischen den Sitzen stehen kann, um sein Handgepäck zu verstauen. Aus Gewichtsgründen soll auf fahrbare Gepäckfächer verzichtet werden. Aus Flexibilitätsgründen und aus Kostengründen wiederum soll unbedingt ein durchgängiges Lining beibehalten werden. Für die Ausstattung als 8 Abreast bleibt es am Ende der Fluggesellschaft überlassen, welche der beiden Möglichkeiten sie bevorzugt. In dieser Arbeit wird im weiteren Verlauf die 2-4-2 Lösung angewendet. Hier sei noch angemerkt, dass die besonders schmalen Sitze mit 16,4 Zoll (inch) es kaum noch zulassen, dass zwei normal gewachsene Europäer oder der in den Zeichnungen abgebildete Mann (2020 US male 95%) nebeneinander sitzen können. Dieses Layout wäre beispielsweise denkbar für den innerasiatischen Flugverkehr, bei dem viele Menschen mit geringeren Körpermaßen auf recht kurzen Strecken von Stadt zu Stadt fliegen.

Die laut Aufgabenstellung geforderte größtmögliche Flexibilität wirft die Frage nach weiteren Komfortklassen auf. Eine „Super Business Class“ mit nur vier Sitzen pro Reihe macht auf Kurzstrecken wenig Sinn. Sie wäre jedoch durchaus realisierbar, wenn man mal davon ausgeht, dass die Maße für eine 1-2-1 Bestuhlung die doppelten wären wie bei der 2-4-2 Variante des 8 Abreast. Wahrscheinlicher ist aber, dass eine Airline nicht bereit ist, die aufgezeigten Nachteile der Business Class mit fünf Sitzen zu akzeptieren und eher auf einen etwas niedrigeren Komfortstandard setzen möchte. Das Ergebnis wäre dann eine Sitzreihe mit sechs Passagieren pro Reihe, was sich ohne weiteres ermöglichen lässt und zusätzlich ein sehr guter Kompromiss zwischen der jetzigen Economy Class und der Business Class ist.

6 Abreast

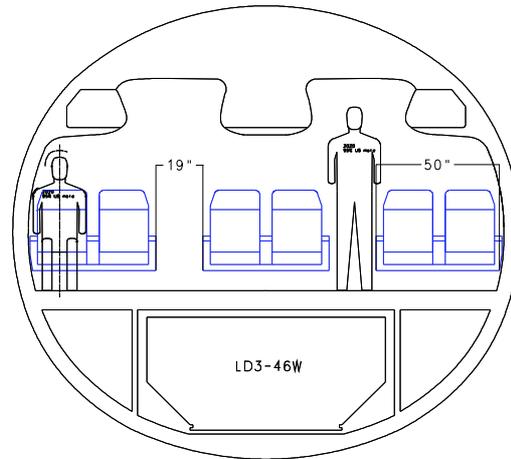
**Abbildung 4-24 Möglichkeit einer Bestuhlung mit sechs Sitzen**

Abbildung 4-24 zeigt einen Vorschlag, wie sich der Rumpffuerschnitt auch mit sechs Sitzen pro Reihe nutzen lässt. Die gleichmäßige Sitzverteilung hat eine gute Erreichbarkeit der Gepäckfächer und eine auch bei geöffneten Fächern gute Kopffreiheit im Gang zur Folge. Die Breite der Sitzfläche liegt mit 20 Zoll zwischen denen der E/C und der B/C. Denkbar ist dieser 6 Abreast auch in Kombination mit der E/C und B/C für ein 3-Klassen-Kabinenlayout.

4.1.5 Der Frachtraum

Für den Frachtraum ist die Unterbringung von Containern der Größe LD3-46W gefordert. Bei der Entwicklung des Querschnittes wurde dies von Anfang an berücksichtigt, indem ein Container immer mittig unterhalb des Kabinenbodens mitgeführt wurde. Die Stärke des Kabinenbodens beträgt 200mm, der Mindestabstand zwischen Container und Decke ist drei Zoll groß. Diese Verfahrensweise garantiert eine bestmögliche Ausnutzung des Frachtraumes in Bezug auf die geforderte Containergröße, lässt aber keinesfalls Raum für die Unterbringung höherer Container oder Paletten. Dies wird aber mit Blick auf die geringere Masse, den kleineren Querschnitt und somit den günstigeren Verbrauch des Flugzeugs akzeptiert.

4.1.6 Die Außenkontur des Querschnitts

Die Idee des 7 Abreast Querschnitts ist nicht neu, wurde aber mit der Boeing 767 lediglich einmal realisiert. Die Gründe dafür sind in den vorangegangenen Kapiteln teilweise deutlich gemacht worden. Auch die Gestaltung des äußeren Querschnitts stellt den Entwickler vor eine Herausforderung. Ziel ist es, den Rumpfquerschnitt so zu wählen, dass ein niedriges Gewicht und eine möglichst geringe Oberfläche bei guter Raumausnutzung erreicht werden. Moderne Berechnungsverfahren und leistungsfähige Rechner sowie die große Gestaltungsmöglichkeit bei CFK Bauweise lassen es zu, sich von den bisherigen mittels Kreisradien definierten Rumpfformen zu entfernen und mit Hilfe von beispielsweise Splines (Kurven) Oberflächen minimierte Formen zu definieren. Die schlechte mathematische Beschreibbarkeit ist jedoch ein Nachteil dieser Bauform. Ein Kreis ist zwar die leichteste Variante, jedoch wirkt sich eine Minimierung der Oberfläche so positiv auf den Widerstand aus, dass global betrachtet das effizientere Flugzeug entsteht. Unten ersichtliche Abbildung zeigt eingerahmt den Raum, den die Airline benutzt und mit dem sie Geld verdient. Der schraffierte Bereich kostet sie hingegen Geld, in dem er durch erforderliche umgebene Oberflächen Reibwiderstand liefert. Ziel muss also sein, eine geringe Oberfläche ohne scharfe Radien zu erhalten. Als Ersatz für die Oberfläche kann bei gleichen Rumpflängen auch nur der Umfang (Perimeter) verglichen werden.

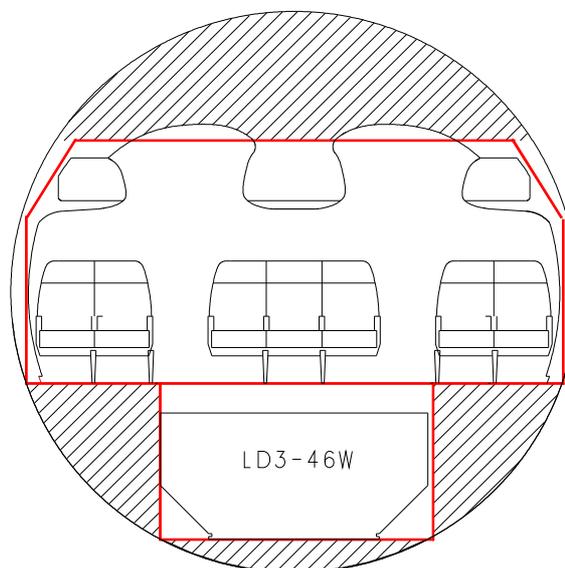


Abbildung 4-25 Nutzbarer vs. nicht nutzbarer Raum

1. Der Kreisquerschnitt

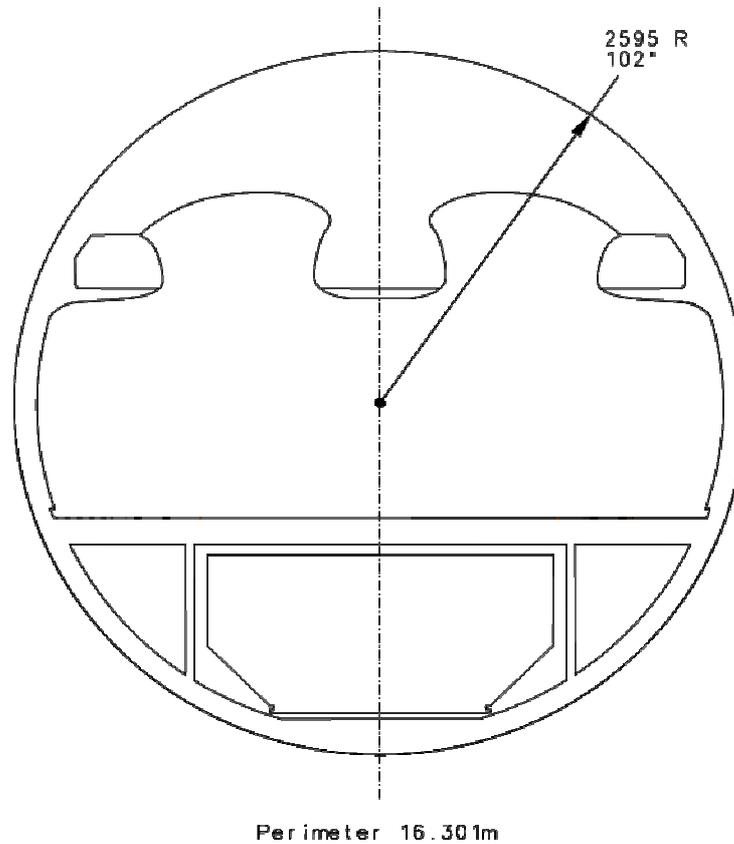


Abbildung 4-26 Kreisquerschnitt

Am kostengünstigsten herstellen lässt sich der oben abgebildete Kreisquerschnitt. Dieser macht auch physikalisch zunächst am meisten Sinn, da sich für einen Druckkessel, was der Rumpf im Grunde ist, wenn er in großen Höhen fliegt, unter gleichen Bedingungen der geringste Materialaufwand und somit die leichteste Struktur ergibt. Wie man jedoch erkennt, ist der Raum oberhalb der Kabinendecke enorm groß. Zwar werden dort auch Systeme untergebracht, allerdings nicht so viele, dass der Platz ausreichend gut genutzt würde. Der sich ergebene Umfang dieser Rumpfform ist mit 16,3m der größte der hier untersuchten, womit sich die größte umspülte Oberfläche und damit der größte Reibungswiderstand ergeben.

2. Die „Erdbeere“

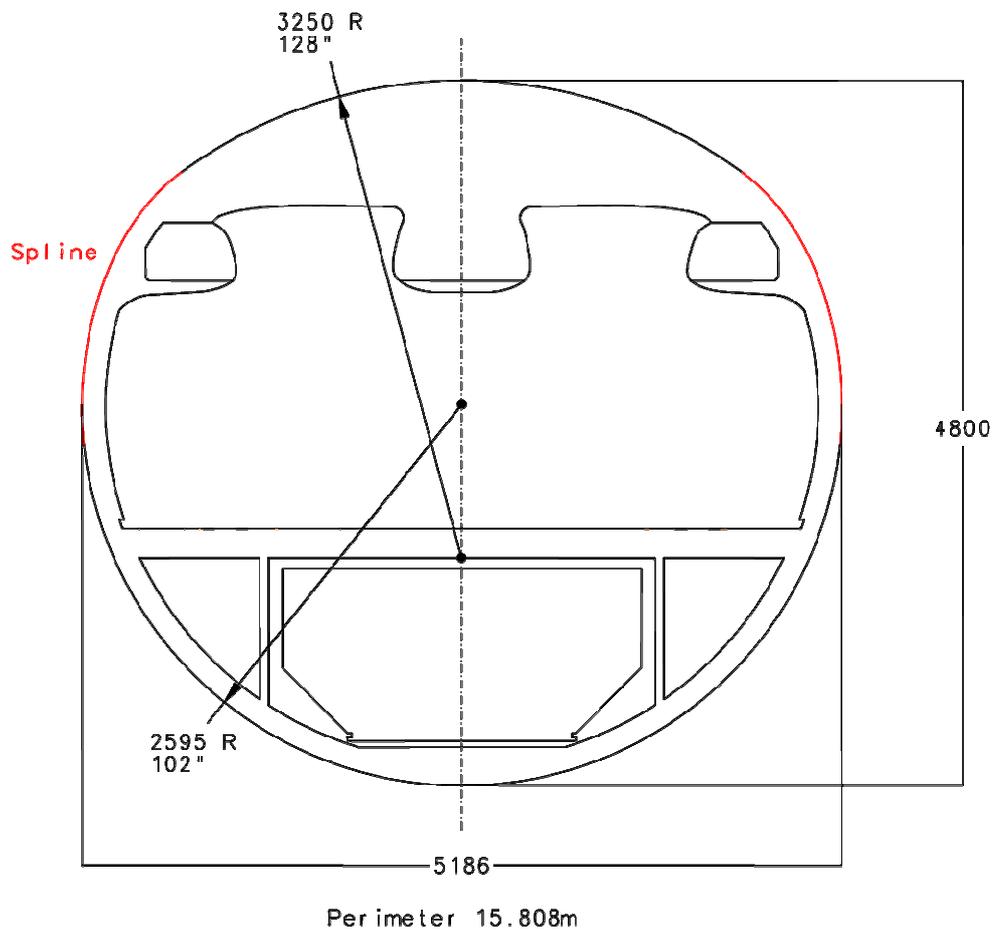


Abbildung 4-27 "Erdbeerquerschnitt"

Versucht man nun den Leerraum im Rumpfdach zu minimieren und behält den Radius für den unteren Rumpfteil gleich, ergibt sich das obige Querschnittsbild. Die Dachform ist hier ebenfalls mit Kreisradien erstellt worden, die seitlichen Übergänge wurden mit einem Spline erstellt. Auffällig sind dabei die scharfen Übergänge im oberen Bereich, was dort zu großen Spannungsüberhöhungen führt und einen erhöhten Materialeinsatz erforderlich macht, somit würde diese Form ein erhebliches Mehrgewicht aufweisen. Die Form erinnert an die einer Erdbeere.

3. Kreis-Spline Kombination

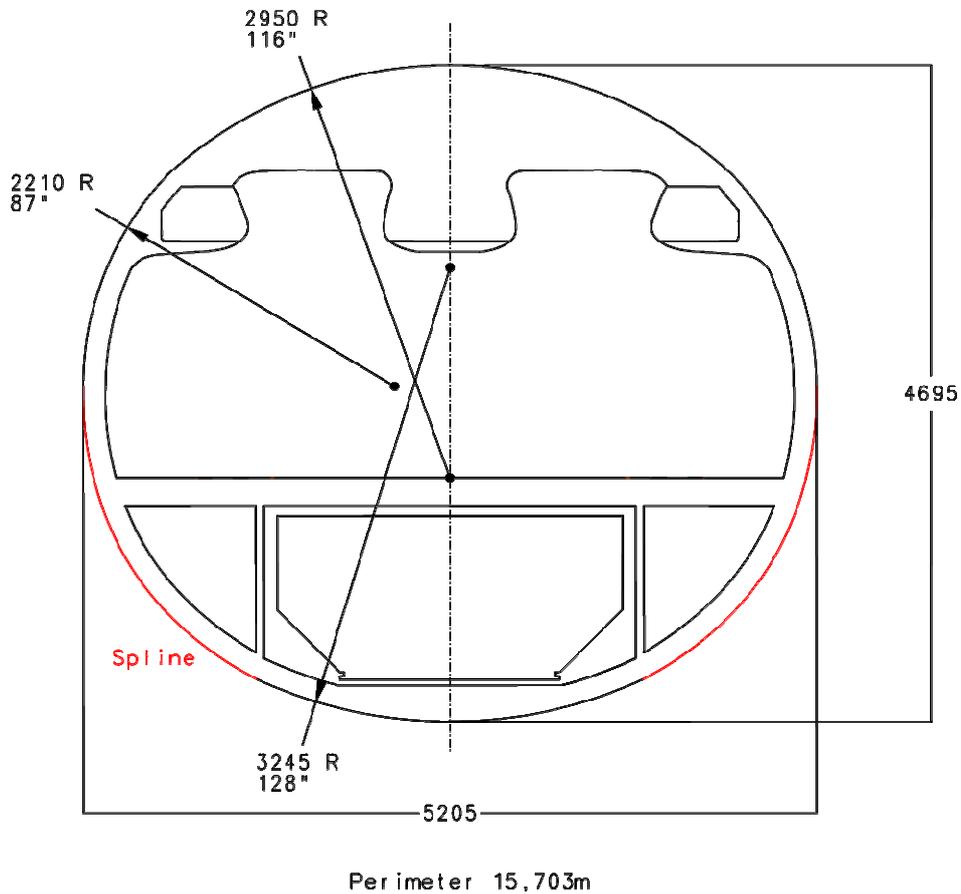


Abbildung 4-28 Lope/Spline Querschnitt

Obige Abbildung zeigt eine Rumpfkontur, bei der wie bei der „Erdbeere“ eine Kombination aus Kreissegmenten und Splines gewählt wurde. Um einen harmonischeren Verlauf in Höhe der Gepäckfächer zu ermöglichen, wurden diese leicht nach innen versetzt. Das Rumpfdach und die oberen Seitenteile wurden mit Hilfe von tangential ineinander laufenden Kreisabschnitten geformt. Die unteren Seitenteile bilden jeweils einen Spline, die nach unten hin in ein Kreissegment enden. Das Ergebnis ist der niedrigste Umfang in diesem Vergleich, der gleichzeitig eine harmonische Form aufweist.

4. Der Three Lobe

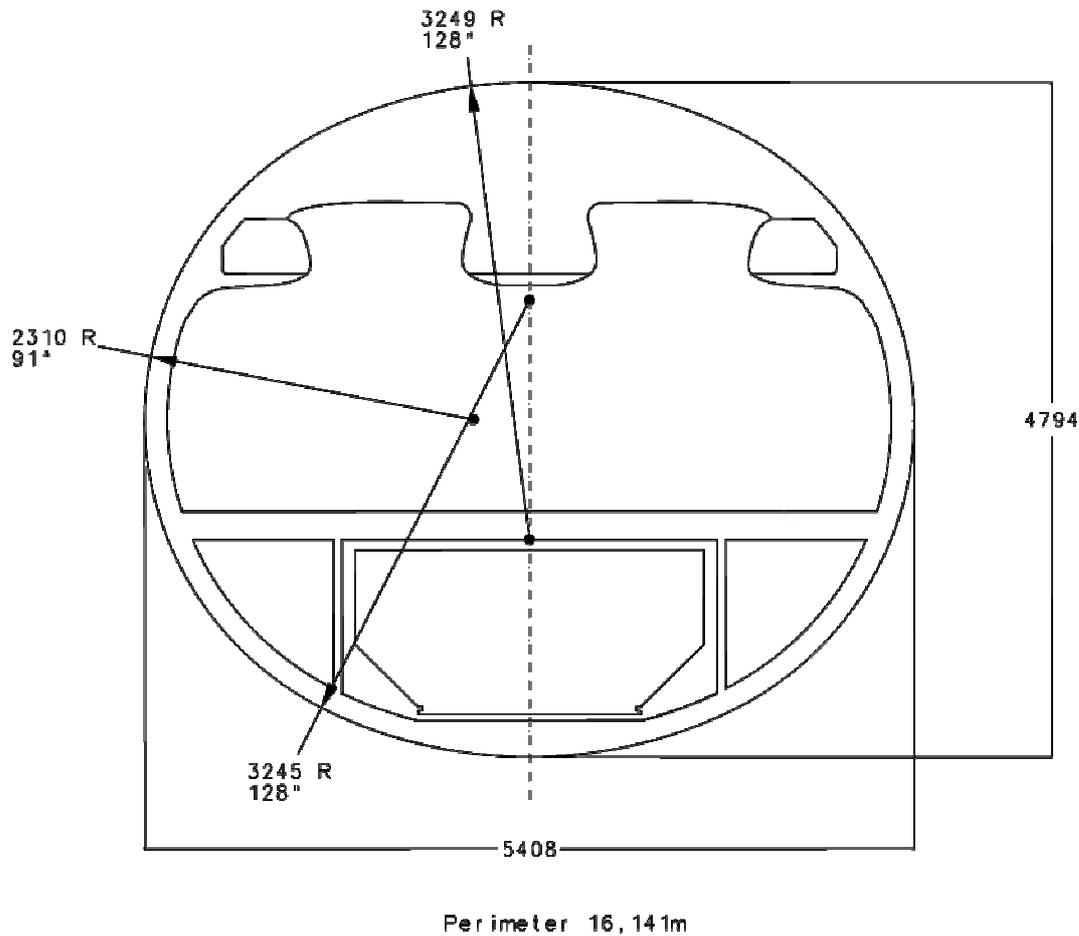


Abbildung 4-29 Three-Lobe Querschnitt

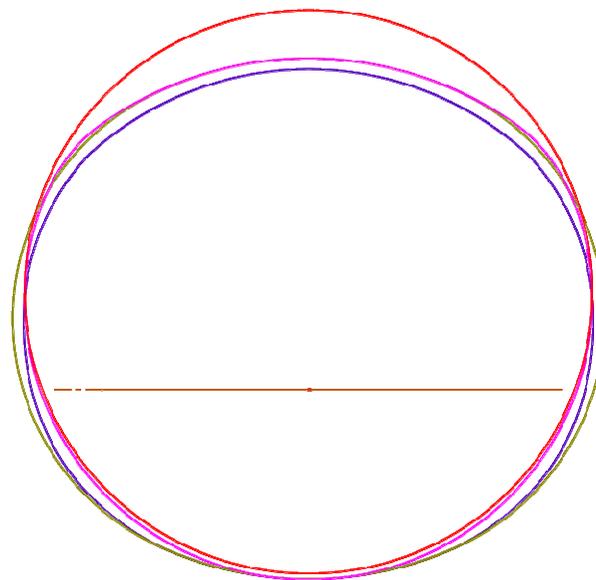
Eine gern gewählte Alternative zur Gestaltung der äußeren Rumpfform ist der sog. „Three Lobe“. Hierbei handelt es sich um eine Form, die mit Hilfe von drei unterschiedlichen Kreisradien gestaltet wird. Die Segmente laufen dabei tangential ineinander über. Um dieses zu gewährleisten, sind zu große Unterschiede in den Radien zu vermeiden. Dadurch ergab es sich, dass der Rumpf hier die breiteste Form annimmt, mit der Folge, dass bei gleichen Sitz- und Gangbreiten ein deutlicher Raumüberschuss an den Seiten entstand.

	1.Kreis (Ref.)	2.Erdbeere	3.Kreis / Spline	4.Three Lobe	Boeing 767
Breite [mm]	5186	5186	5205	5408	5029
Höhe [mm]	5186	4800	4695	4800	5412
Umfang [mm]	16302	15807	15703	16141	16509
delta Umfang [%]	-	-3,04	-3,7	-0,99	+1,3

Tabelle 4-4 Vergleich der Rumpfquerschnitte

Tabelle 4-4 zeigt die wichtigsten Ergebnisse bei der Ermittlung der äußeren Rumpfform im Vergleich. Der Kreisquerschnitt wurde hierbei als Basis gewählt. Zur Information ist ebenfalls der Querschnitt der Boeing 767 mit aufgeführt. Die starken Unterschiede zu diesem Modell liegen an den höheren LD3 Containern, die dort mitgeführt werden können.

Eine Aussage zu den erwarteten Rumpfgewichten ist an dieser Stelle nicht möglich. Die Fülle an Sensitivitäten, die das Rumpfgewicht beeinflussen, ist sehr groß. An dieser Stelle sei angemerkt, dass interne Untersuchungen bei Airbus zu diesem Thema noch nicht abgeschlossen sind. In dieser Arbeit wird Variante 3 (siehe auch Anhang) als Lösung gewählt. Sie hat den geringsten Umfang bei optimaler Raumnutzung und eine harmonischere Form als die „Erdbeere“, so dass die Spannungsüberhöhungen in den engen Radien der Kontur vermieden werden. Folgende Abbildung zeigt die verglichenen Außenkonturen übereinander gelegt.



1. Kreis
2. Erdbeere
3. Kreis/Spline
4. Three Lobe

Abbildung 4-30 Vergleich der Cross-sections

Referenzpunkt für den obigen Vergleich ist dabei der Mittelpunkt des Kabinenbodens. Es gut zu erkennen, wie sehr der Kreisquerschnitt die anderen in seiner Höhe überragt. Auch die Breite des „Three Lobe“ Querschnittes ist gut sichtbar.

4.1.7 Ermittlung der Bugsektion

Die Kontur der Bug- bzw. Cockpitsektion (siehe Abbildung 4-31) muss für die Reisemachzahl 0,8 angepasst sein. Um den Frachtraum auch weit vorn nutzen zu können, ist die untere Kontur flach gehalten. In der vorderen Sektion befinden sich neben dem Cockpit mit Platz für Pilot und Co-Pilot Raum für Systeme, eine E-Bay (Schacht für elektronische Systeme), der Fahrwerksschacht für das Bugfahrwerk, ein Teil der Küchen und Toiletten, die vordere Rumpftür und ein Teil des Frachtraums.

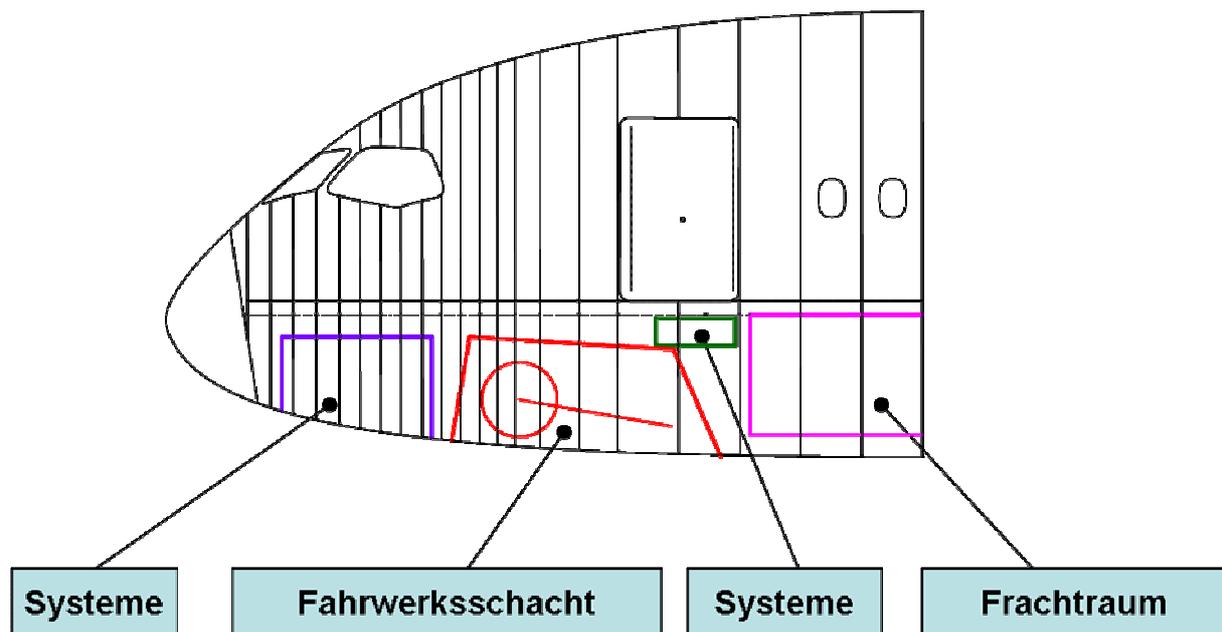


Abbildung 4-31 Bugsektion

4.1.8 Ermittlung der Heckgeometrie

Die Kontur der Hecksektion kann sich von denen konventioneller Muster unterscheiden. Diese Arbeit sieht die Unterbringung der Triebwerke am Heck vor, was Besonderheiten mit sich bringt. So wandert der Schwerpunkt nach hinten und die Position des Flügels sowie des Hauptfahrwerks wandern in dessen Folge ebenfalls nach hinten. Dies wiederum beeinflusst den Rotations- und Heckfreiwinkel, welcher so gewählt werden muss, dass das Flugzeug beim Start einen ausreichend hohen Anstellwinkel hat, um mit der geforderten Startstrecke auszukommen. Außerdem muss für die Landung ein entsprechender Winkel vorgesehen werden, um die geforderte Anflug- bzw. Landegeschwindigkeit (v_{appr}) nicht zu überschreiten. Hier zeigen sich Vorteile gegenüber Standardmodellen, denn der Heckbereich hinter dem Fahrwerk ist in der Regel kürzer, was größere Winkel oder im Umkehrschluss kürzere Fahrwerke zulässt. Abbildung 4-32 und Abbildung 4-33 zeigen den Unterschied des Rotationswinkels durch eine Verschiebung der Fahrwerksposition bei gleichen Längen der Fahrwerksbeine und gleicher Heckgeometrie.

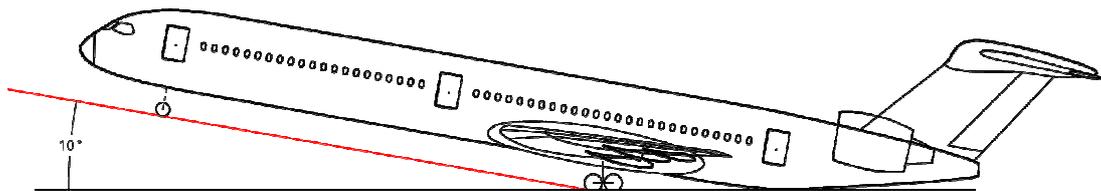


Abbildung 4-32 Rotation mit Fahrwerksposition bei 60% der Rumpflänge (R250)

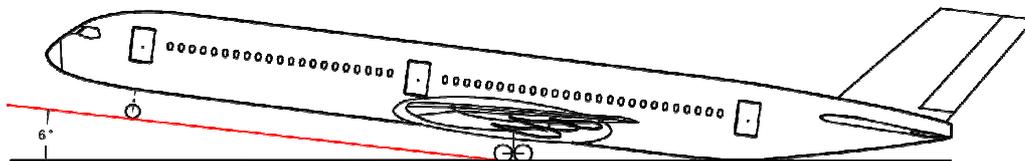


Abbildung 4-33 Rotation mit Fahrwerksposition bei 50% der Rumpflänge

Die Positionen der Fahrwerke sind laut [TORENBEEK 82] durchschnittliche anzunehmende Werte. Die sichtbare Differenz macht deutlich, dass die untere Version ein längeres Fahrwerksbein bzw. eine andere Heckgeometrie benötigt. Laut [TRAHMER 04] sollen die Rotationswinkel bei $8 \dots 13^\circ$ liegen. Die Wahl des Heckfreiwinkels (also der Ansträgung des Unterbodens) wird von der längsten geplanten Version in der Flugzeugfamilie getrieben. Hierbei muss ggf. auch eine mögliche spätere Stretchvariante berücksichtigt werden.

Bei Betrachtung der Flächenregel, welche besagt, dass die Querschnittsverteilung eines Flugkörpers einen starken Einfluss auf dessen Widerstand hat, erwartet man, dass im Bereich der Triebwerke eine Einschnürung des Hecks erfolgen müsste (Wespentaille). Sieht man sich jedoch Flugzeuge mit einer solchen Konfiguration an, stellt man fest, dass dies nicht umgesetzt wird. Im Heck können durchaus noch Kabinenelemente untergebracht sein. So befinden sich dort oft Passagiersitze, Toiletten und/oder Küchen. Weiterhin ergibt sich durch die Leitwerksanbindung und die Pylone eine hohe Lastkonzentration, der durch genügend Bauraum für Struktur Rechnung getragen werden muss. Eine Verjüngung im bedruckten Rumpfbereich ist zusätzlich nur mit einem Gewichtsauflschlag zu bekommen.

Im Unterflurbereich ist ein Teil des Frachtraums zu finden. Jedoch lassen sich hier keine Container oder Paletten unterbringen, der Boden ist nicht eben, sondern steigt nach hinten an und folgt dem Heckwinkel. Hier ist Platz für loses Gepäck, wie z.B. für Koffer spät ankommender Passagiere oder etwa Skiausrüstungen. Im drucklosen hinteren Bereich des Hecks befinden sich Systeme, wobei speziell die APU (Auxiliary Power Unit) zu nennen ist. Abbildung 4-34 zeigt die Hecksektion mit einigen wesentlichen Elementen.

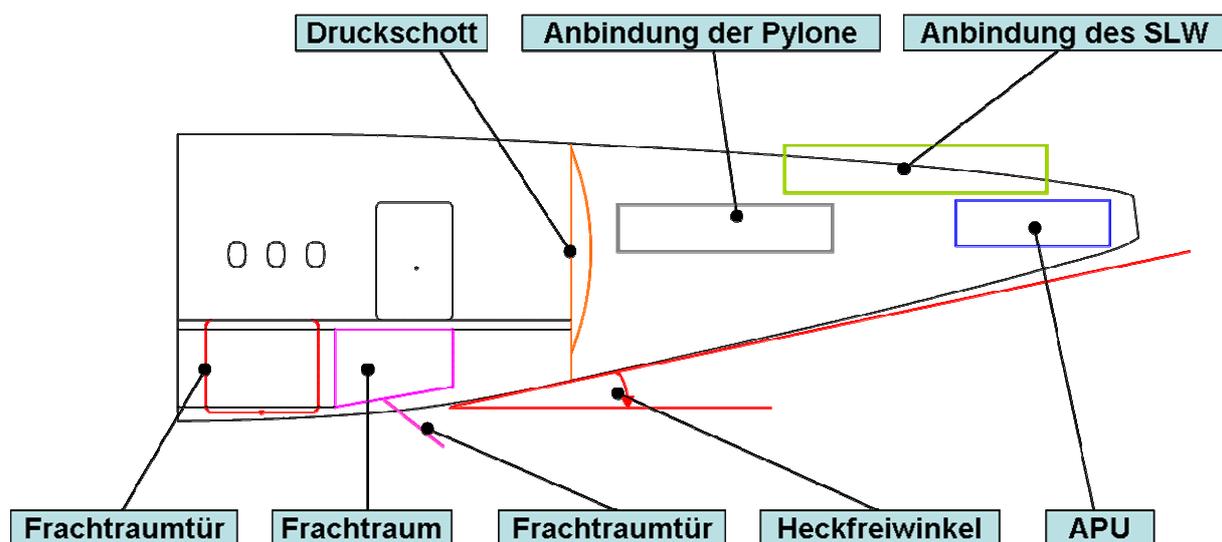


Abbildung 4-34 Hecksektion

Um die Zugänglichkeit zum hinteren Frachtraum, dem Bulk, zu gewährleisten, musste auf eine besondere Lösung zurückgegriffen werden. Der weit hinten sitzende Flügel treibt die große Cargo Tür, diese sitzt auf der rechten Seite des Rumpfes, dicht an die hintere Passagiertür. Hierdurch bleibt nur noch wenig Platz, um eine Standardtür zum Bulk zu verwenden. Dadurch notwendige Strukturverstärkungen würden sehr schwer werden. Die hier nur qualitativ dargestellte Tür ist auf der Unterseite des Hecks angebracht, was so bereits an der SUD Caravelle realisiert wurde.

4.1.9 Spantsystem / Shrinkkonzept

Der Spantabstand ist in der Regel an den Durchmesser des Rumpfes gekoppelt. Er ist ein gewichtsoptimiertes Ergebnis, das unter Umständen aus Fertigungs- und Integrationsgründen einer Kompromisslösung weicht. Sämtliche Flugzeuge von Airbus hatten bisher einen 21 Zoll Spantabstand. Ein größerer Abstand (Pitch) verringert zwar die Anzahl der Spante, jedoch müssen die Spanthöhen und die Stringer angepasst werden. Außerdem vergrößern sich die Beulfelder, was zu erhöhten Hautdicken führen kann. Mit der Entwicklung der A380 wurde ein 25 Zoll Abstand realisiert. Einer der Gründe waren die Typ A Türen, welche eingebaut werden sollten. Deren Breite ist so, dass sie bei einem 21 Zoll Pitch einen Hilfsspant benötigen, beim größeren Spantabstand entfällt dieser. Das spart Gewicht und viel Aufwand in der Fertigung. Flugzeuge, die kleiner sind als die A380 fordern im Prinzip weniger als 25 Zoll Abstand. Mit der Einführung neuer Verbundmaterialien ist aber ein vergrößerter Abstand ohne große Strukturnachteile möglich. Für die R200 und die R250 werden 25 Zoll zwischen den Spanten angenommen. Mit Hinblick auf den geplanten Einsatz von Typ A Türen ergibt sich daraus der genannte Vorteil. Das Spantsystem der Bug- und Hecksektion ist vom Rumpfmittelteil entkoppelt und wurde in dieser Arbeit nicht untersucht.

Für die Entwicklung einer Flugzeugfamilie ist es sinnvoll, dies so einfach wie möglich und somit so kostengünstig wie möglich zu organisieren. Bei einer drei gliedrigen Familie geht man so vor, dass das mittlere Mitglied als Basis genommen wird und dann eine verkürzte und eine verlängerte Variante entwickelt. Bei einer zwei gliedrigen Familie muss man sich entscheiden, ob man das große Muster oder das kleine als Basis verwendet. Prinzipiell ist es dem Entwickler freigestellt, wie er vorgehen möchte. Denkbar wäre auch, ein virtuelles mittleres Familienmitglied zu entwickeln und dann so vorzugehen, wie bei einer echten Dreierfamilie. In der vorliegenden Arbeit wurde die große Maschine als Basis verwendet und von dieser ausgehend eine verkürzte Variante (shrink) erstellt. Dabei wurde aus dem Rumpf vor und hinter dem Flügel ein ungestörter Rumpfcylinder entnommen. Insgesamt ergab sich eine notwendige Kürzung um zehn Spante (siehe unten). Der Zylinder vor dem Flügel umfasst einen Bereich von sechs Spanten, der hinter dem Flügel lediglich vier. Die Verteilung von $\frac{2}{3}$ zu $\frac{1}{3}$ ist dabei typisch für Flugzeuge mit Hecktriebwerken, da sich der Flügel und somit auch der Schwerpunkt in etwa bei $\frac{2}{3}$ der Rumpflänge befindet. Bei einer Verteilung, die stark von der gewählten abweicht, ergäbe sich ggf. eine Schwerpunktswanderung, die ein Familienkonzept schwierig macht.

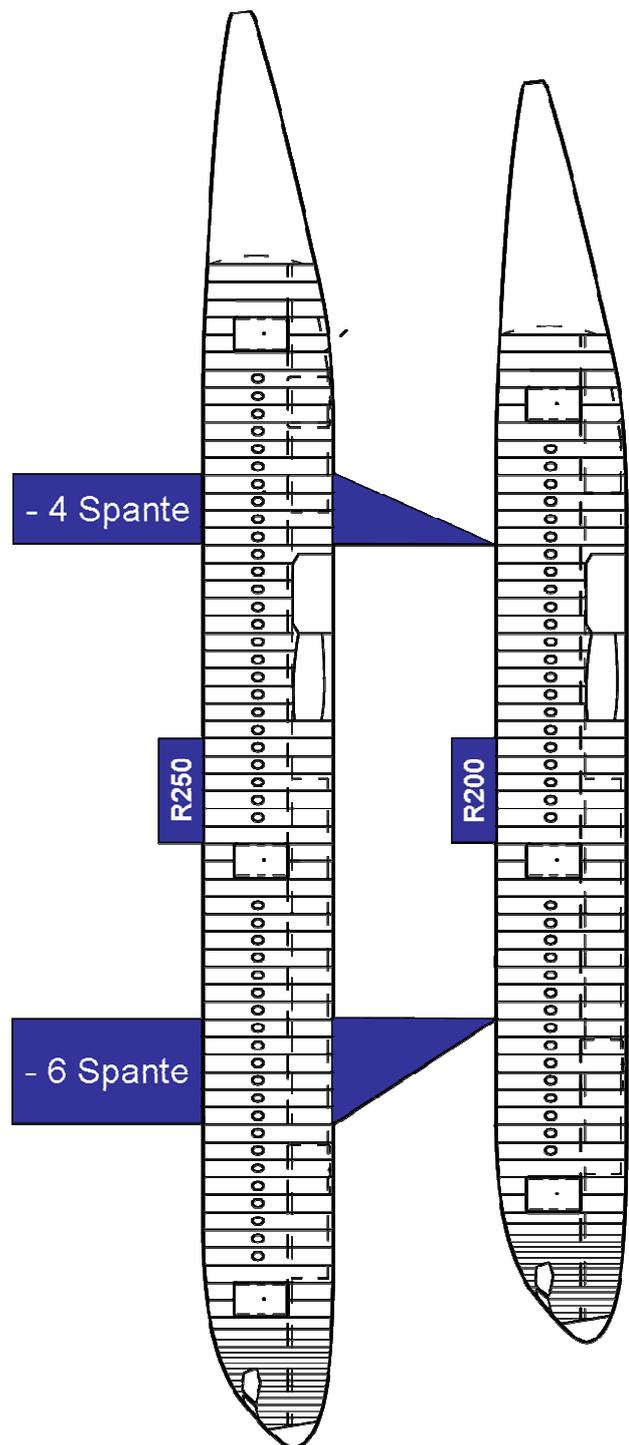


Abbildung 4-35 Spantsystem und Shrinkkonzept mit 25 Zoll Pitch

4.1.10 Türkonzept

Laut Aufgabenstellung ist für die zu entwickelnde Flugzeugfamilie ein innovatives Türkonzept gefordert. Dies hat folgenden Hintergrund: Untersuchungen von Airbus haben ergeben, dass große auf etwa 1/4 und auf 3/4 (Quarter-Door-Concept) der Rumpflänge angebrachte Typ A Türen bei Flugzeugen der A320-Klasse die Zeiten zum Einsteigen (Boarding) oder zum Aussteigen (Deboarding) der Passagiere verringern können. Aktuell geht man von knapp fünf Minuten aus. Der Grund liegt dabei auf der Hand. Die Leute können so in Zweierreihen ins Flugzeug einteigen und dann gleichzeitig nach links und rechts abbiegen, um zu ihren Plätzen zu gelangen. Da jedoch meistens eine Abfertigung an den Gates der Airports mit nur einem Fingersteig erfolgt, geschieht das Einsteigen oder Aussteigen so, dass sich nur ein kleinerer Teil der Passagiere zur einen Seite, der weitaus größere Teil jedoch zur anderen Seite des Rumpfes hin orientiert. Auch bei Abfertigung auf dem Vorfeld steht häufig nur ein Treppenwagen zur Verfügung. Somit ist es denkbar, dass eine große Typ A Tür, die sich in Rumpfmittle befindet, hier weitere Vorteile haben könnte (siehe hierzu Abbildung 4-36). Bei gewöhnlichen Flugzeugkonfigurationen sind hier jedoch die Flügel angebracht, weshalb dies nicht möglich ist. Die Tragwerke müssten entweder weiter nach vorn oder weiter nach hinten wandern. Nach vorn birgt gewisse Probleme, denn eine positive, also rückwärts gerichtete Flügelpfeilung, macht die Zugänglichkeit zu einer direkt dahinter liegenden Tür schwierig. Weiterhin ergäbe sich durch den zum Bug wandernden Schwerpunkt eine Position des Hauptfahrwerks, die nur geringe Rotationswinkel zuließe. Die Defizite durch ein extra langes Fahrwerksbein oder eine entsprechend angepasste Heckform sind nicht hinnehmbar, auch die sich so ergebenden Flugeigenschaften sind äußerst fragwürdig. Also muss der Flügel nach hinten wandern. Das geschieht einfach und nicht unüblich mit den laut Aufgabenstellung geforderten am Heck angebrachten Triebwerken. Diese lassen den Schwerpunkt des Flugzeugs und mit ihm den Flügel soweit nach hinten wandern, dass im Bereich um die Rumpfmittle eine große Tür passt, die zum Ein- und Aussteigen verwendet werden kann. Die anderen vorhandenen Türen dienen dann mehr oder weniger nur dem Catering und vor allen Dingen zu Evakuierungszwecken, können aber selbstverständlich auch zum Ein- und Aussteigen benutzt werden. Ihre Größe und Position richtet sich nach den Zulassungsvorschriften, die grafisch im Anhang hinterlegt sind. Weitere Vorschriften sind in einer Niederschrift [AC 25.807-1] der FAA nachlesbar. Die wichtigsten Punkte lauten zusammengefasst:

- Der kleinste Abstand zweier Türen darf 60 Fuß nicht überschreiten.
- Die Anzahl der zwischen zwei Türen einer Rumpfmittle sitzenden Passagiere darf die zugelassenen Evakuierungszahlen dieser beiden Türen und aller dazwischen liegenden Türen zusammen nicht überschreiten. Dabei muss von links und von rechts gezählt werden.

Die maximalen Kapazitäten der Türen gelten dabei für jede Rumpfmittle, d.h. die Regeln gelten auch dann, wenn einmal alle Türen einer Seite nicht funktionieren.

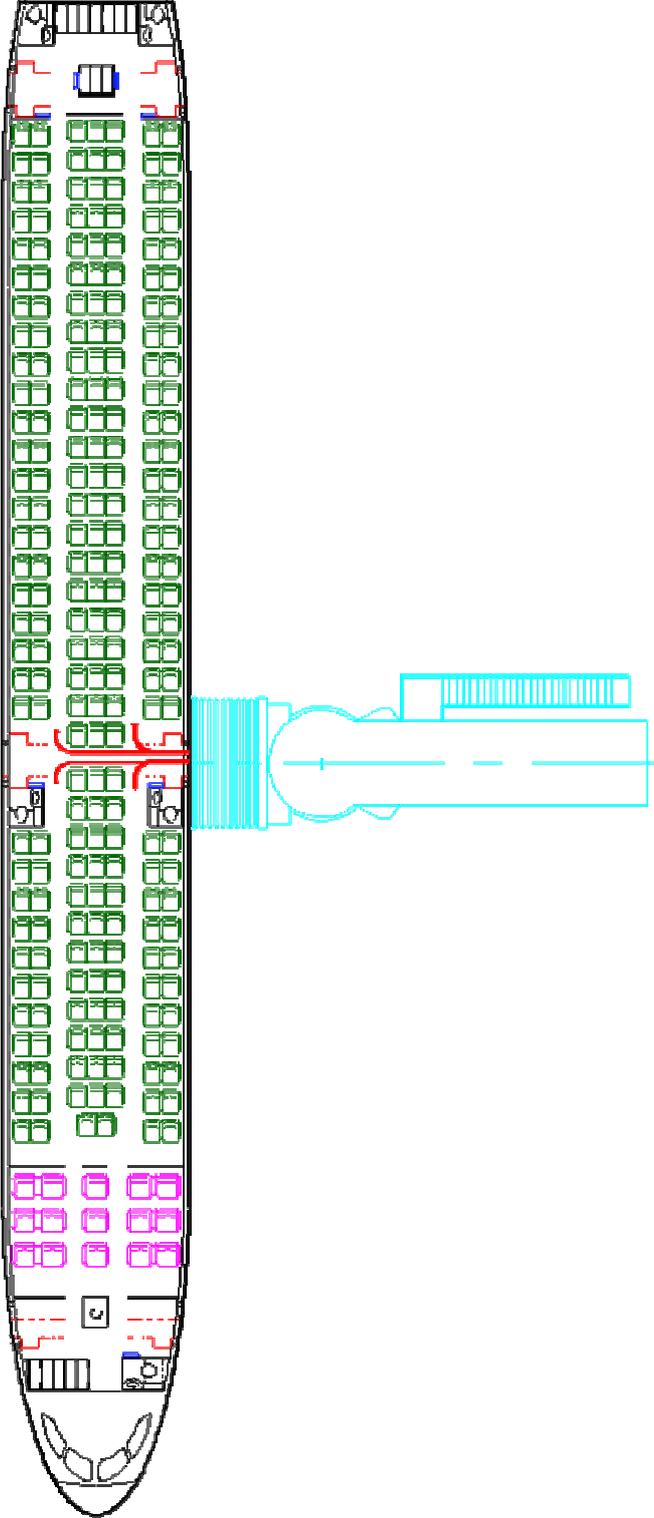


Abbildung 4-36 Passagierstrom beim Boarding

Weiterhin müssen die Türen so angeordnet sein, ohne die Bodenabfertigung negativ zu beeinflussen. Sie dürfen nicht zu dicht am Flügel oder am Triebwerk liegen. Ebenfalls müssen die Notrutschen ungestört ausfahren können.

Es wurde versucht, ein einheitliches Türkonzept für beide Flugzeuge in allen Komfortstandards zu realisieren und die Anzahl der Türen so gering wie möglich zu halten. Das Flugzeug mit den meisten Passagieren (R250 mit 8 Abreast) stellt hier den Hauptdesigntreiber dar. Somit ergab sich ein Konzept mit drei gleichmäßig verteilten Typ A Türen, die zwar nicht für alle Varianten und Layouts notwendig sind, jedoch in diesen Fällen herunter klassifiziert (derated) wurden, um dort weniger Personal und den zugehörigen Freiraum beim Evakuieren vorhalten zu müssen. Diese Vorgehensweise ist mit Blick auf die Produktions- und Entwicklungskosten sehr sinnvoll. Es ergeben sich aber auch Nachteile, denn die Muster oder Kabinenlayouts, die nicht die drei großen Türen benötigen, müssen diese trotzdem mitführen. Dies kostet einerseits Gewicht, andererseits geht so Innenraum verloren.

4.1.11 Kabinenlayouts

Die geforderten Passagierzahlen von 200 für das kleine und 250 für das große Flugzeug sind Richtwerte und lassen sich in der Praxis oft nicht genau treffen, der Entwickler sollte aber bemüht sein, die Differenz möglichst gering ausfallen zu lassen. Stellt sich heraus, dass man evtl. eine ganze Sitzreihe opfern muss, um eine Vorschrift zu erfüllen, sollte man über eine Verlängerung des Flugzeugs oder eine Änderung des Layouts nachdenken. Die Rumpflängen ergeben sich aus den geforderten Sitzzahlen. Die sich daraus ergebenden Sitzpläne und Kabinenlayouts hängen allerdings mit den Spantplänen und dem Türkonzept zusammen. Eine Abhandlung der Themen Punkt für Punkt ist leider nicht möglich, denn sämtliche Geometrien sind in vielfältiger Weise untereinander verknüpft. So sind im Folgenden immer die endgültigen Kabinenlayouts ersichtlich. Diesen ist aber ein komplexer und langer Weg mit vielen Anpassungen voran gegangen.

Folgende Tabelle zeigt die geforderten Kabinenstandards für diesen Entwurf.

		Two-Class Mixed-Service	Single-Class High Density
Layout rules		2MS	YHD
Number of classes		B/C & Y/C	Y/C
<i>Business class</i>			
Capacity		6% to 9%	-
Seat pitch	in	38" (36" if required to optimise layout)	-
Lavatory	number of lavs	1	-
Galley ratio	pax per trolley	3	-
Cabin attendant ratio	pax per attendant	16	-
Coat stowage	in rod/pax	-	-
<i>Economy class</i>			
Seat pitch	in	32"	28"/29"
Lavatory ratio	pax per lavatory	70	78
Galley ratio	pax per trolley	25	25
Cabin attendant ratio	pax per attendant	40	50
Coat stowage	in rod/pax		

Tabelle 4-5 Cabin Layout Rules

Für ein Layout als 8 Abreast mit vermindertem Komfort (Ultra High Density Layout) gibt es keine Vorgaben. Die gewählten Sitz- und Gangbreiten sind den Abbildungen der Rumpfqerschnitte zu entnehmen.

2 Klassen Kabinen Layout

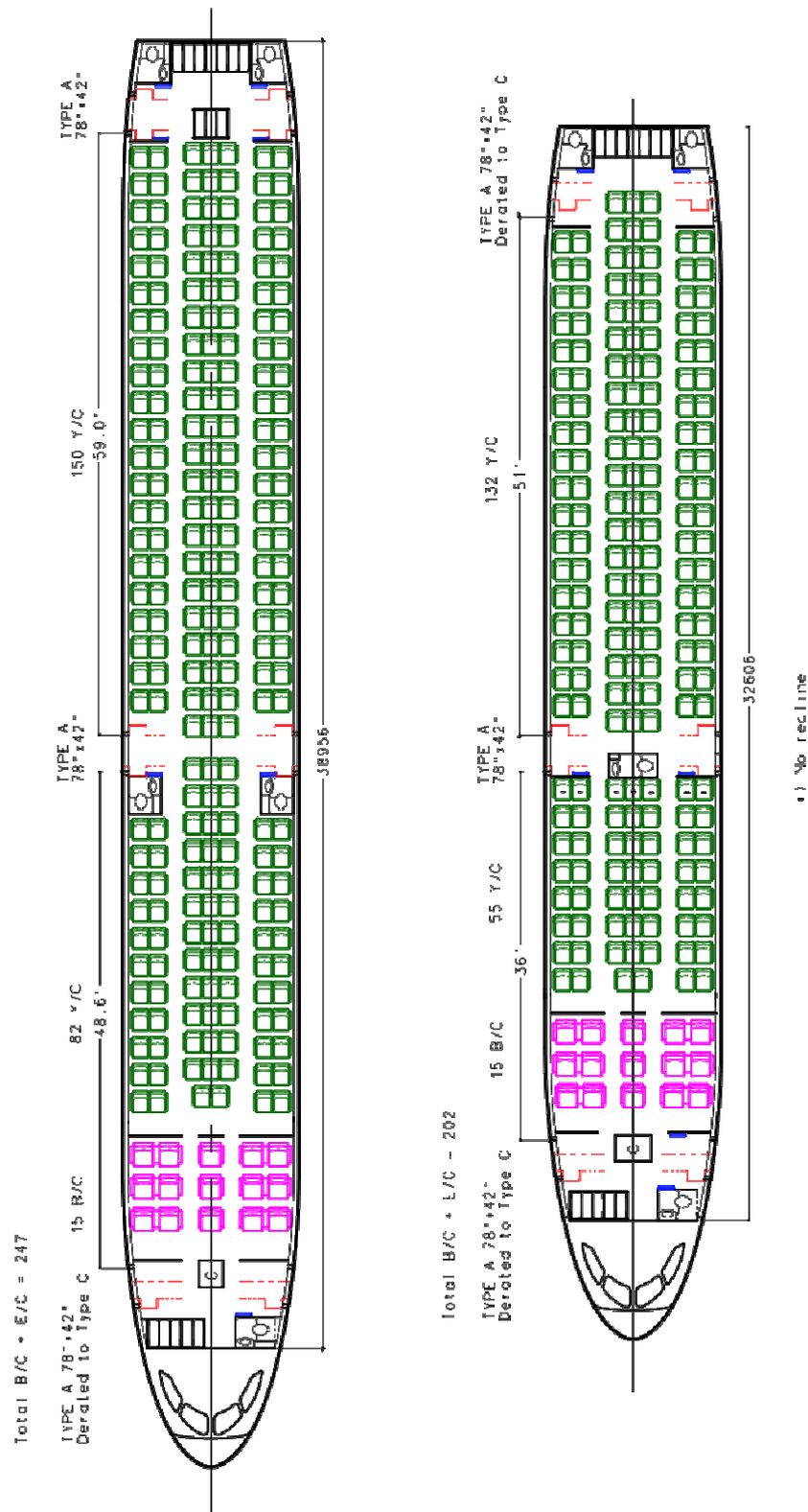


Abbildung 4-37 2-Klassen Kabinen Layout

1-Klassen Kabinen Layout High Density

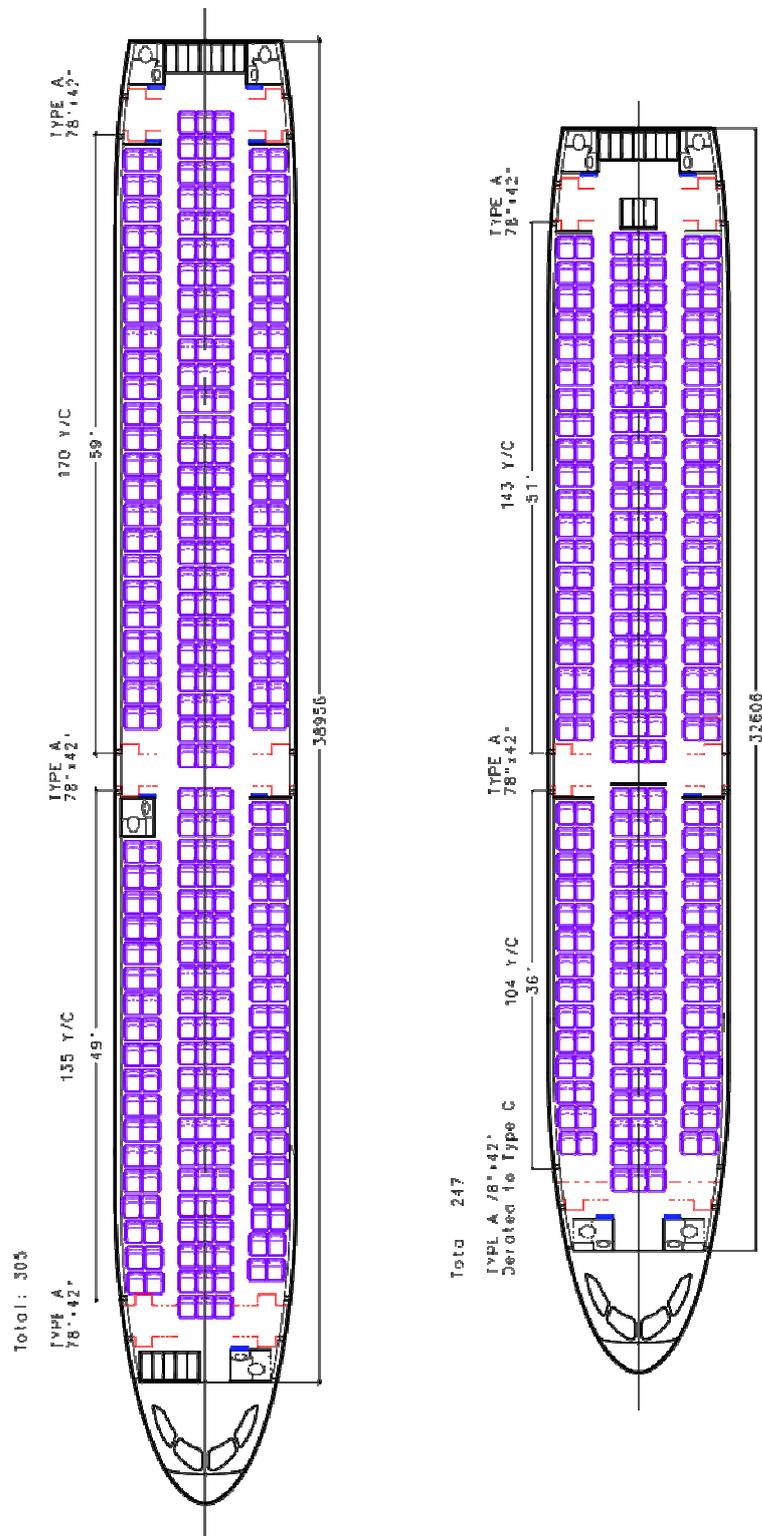


Abbildung 4-38 High Density Kabinen Layout

1-Klassen Kabinen Layout Ultra High Density

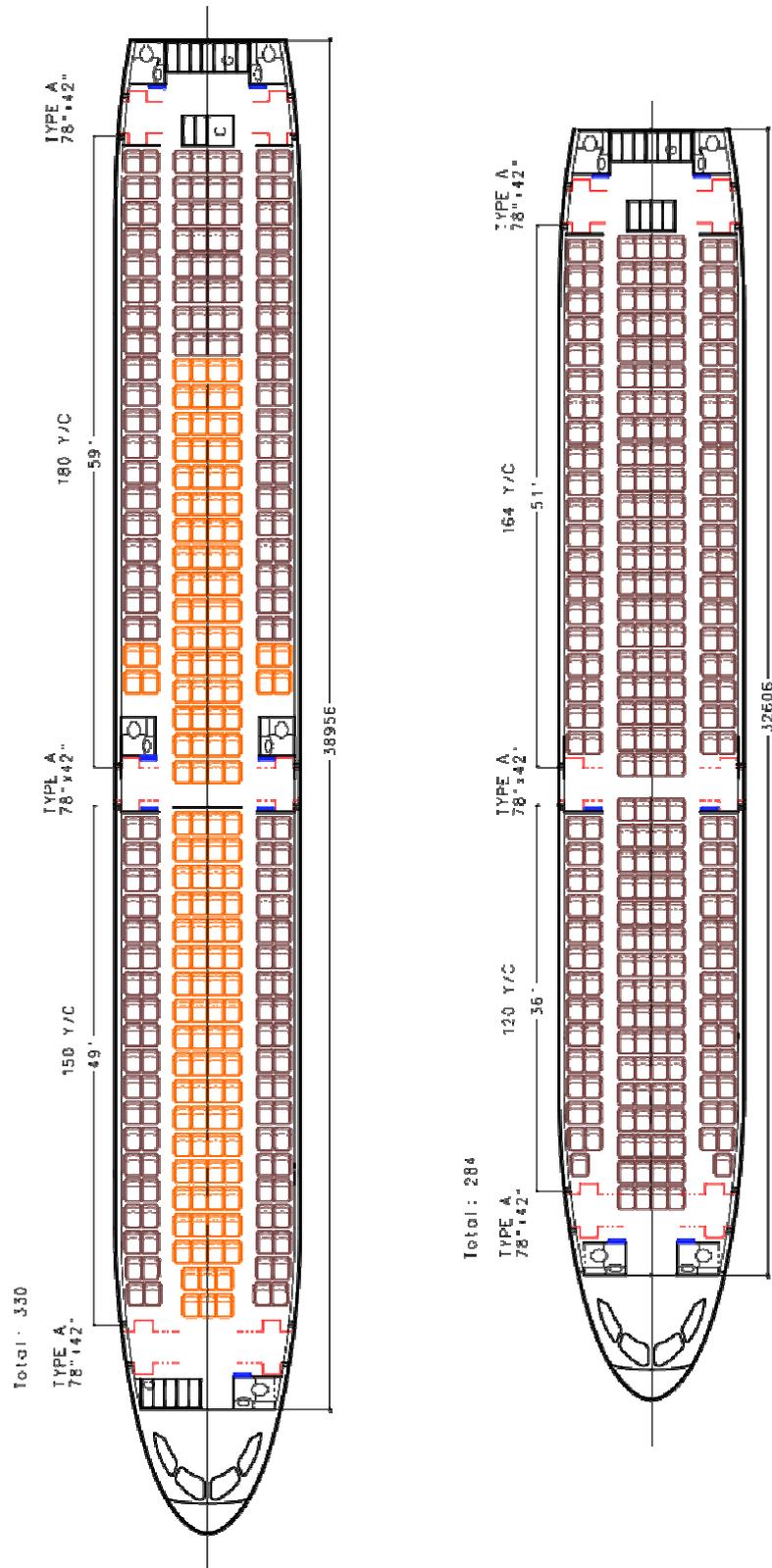


Abbildung 4-39 Ultra High Density Kabinen Layout

Auf die Darstellung einer möglichen 6 Abreast Kabinenkonfiguration wurde verzichtet. Folgende Tabelle enthält die wesentlichen Ergebnisse der beiden Flugzeuge in den verschiedenen Standards.

	Pax	Lavatories	Trolleys	Attendants
R200 Two-Class				
B/C	15	1	5	1
Y/C	187	3	7	4
Σ	202	4	12	5
R200 Single-Class				
High Density Y/C	247	4	10	5
R200 Single-Class				
Ultra High Density Y/C	284	4	11	6

Tabelle 4-6 R200

	Pax	Lavatories	Trolleys	Attendants
R250 Two-Class				
B/C	15	1	5	1
Y/C	232	4	10	6
Σ	247	5	15	7
R250 Single-Class				
High Density Y/C	305	4	12	6
R250 Single-Class				
Ultra High Density Y/C	330	5	14	7

Tabelle 4-7 R250

Es fällt auf, dass sowohl in der kleinen als auch in der großen Maschine in der Business Class jeweils 15 Personen Platz finden. Die Vorgabe lautet hier zwischen 6 und 9 Prozent der Gesamtkapazität. Mit 7,7% liegt die R200 hier im mittleren Bereich. Die R250 hat nur 6,2%, womit sie gerade noch den geforderten Standard erfüllt. Alternativ hätte man auch eine weitere Sitzreihe installieren können. Die dann zusätzlich benötigten zwei Trolleys können dort untergebracht werden, wo jetzt zusätzlicher Stauraum (Coat Storage, C) vorgesehen ist. An dieser Stelle sei angemerkt, dass die Layouts nur einen Vorschlag unter Einhaltung der Standards sind, andere Entwickler finden evtl. auch andere Layouts.

Für die R200 im Zwei-Klassen-Layout wurden die geforderten 200 Passagiere mit erreichten 202 leicht übertroffen. Bei der R250 blieb das Ergebnis mit 247 statt 250 leicht unter der Forderung, ist jedoch vertretbar. Im Ultra-High-Density Layout der R250 war die Sitzplatzzahl Tür limitiert. Mit den drei Typ A Türen (mehr dazu im folgenden Kapitel) dürfen nicht mehr als 330 Personen insgesamt befördert werden. Bei optimaler Ausnutzung der Kabinenfläche hätten aber bis zu 336 Personen Platz gefunden. Um nun aber für die geringe Zahl von 6 zusätzlichen Passagieren keine weitere Tür einbauen zu müssen, wurde für einen Teil der Plätze ein größerer Sitzabstand realisiert. Der Aufwand einer zusätzlichen Tür ist nicht hinnehmbar und sowieso fraglich, da der Bereich der Türen wiederum Kapazitäten nimmt.

Die Zeichnungen sind in größerem Format dem Anhang beigelegt.

4.1.12 Layout des Frachtraums

Es wurde versucht, ein Maximum an Frachtraum Kapazität zu erreichen. Dies ist für das große Flugzeug gelungen. Insgesamt 14 LD3-46W Containern finden dort Platz und trotz des kurzen hinteren Rumpfbereiches konnte eine Cargo Tür installiert werden, damit ist der Frachtraum dort ebenfalls voll nutzbar. Anders zeichnet sich das Bild bei der kleinen Maschine: Die hintere Frachttür musste entfallen und der Raum ist nur für Bulk, also loses Gepäck verwendbar. Dies ist sehr unglücklich und ein klarer Nachteil dieses Flugzeugkonzeptes. Leider ist der Platz hinter dem Flügel so eng bemessen, dass nicht einmal eine kleine Bulk Tür eingebaut werden kann. Eine Lösung wurde bereits im Rahmen der Ermittlung der Heckgeometrie vorgeschlagen.

Bei der Positionierung der Frachtraumtüren muss darauf geachtet werden, dass der letzte Container, der geladen wird, direkt reinpasst. Nur so kann gewährleistet werden, dass es beim Entladen keinerlei Probleme geben wird.

Folgende Abbildung zeigt das Layout des Frachtraums.

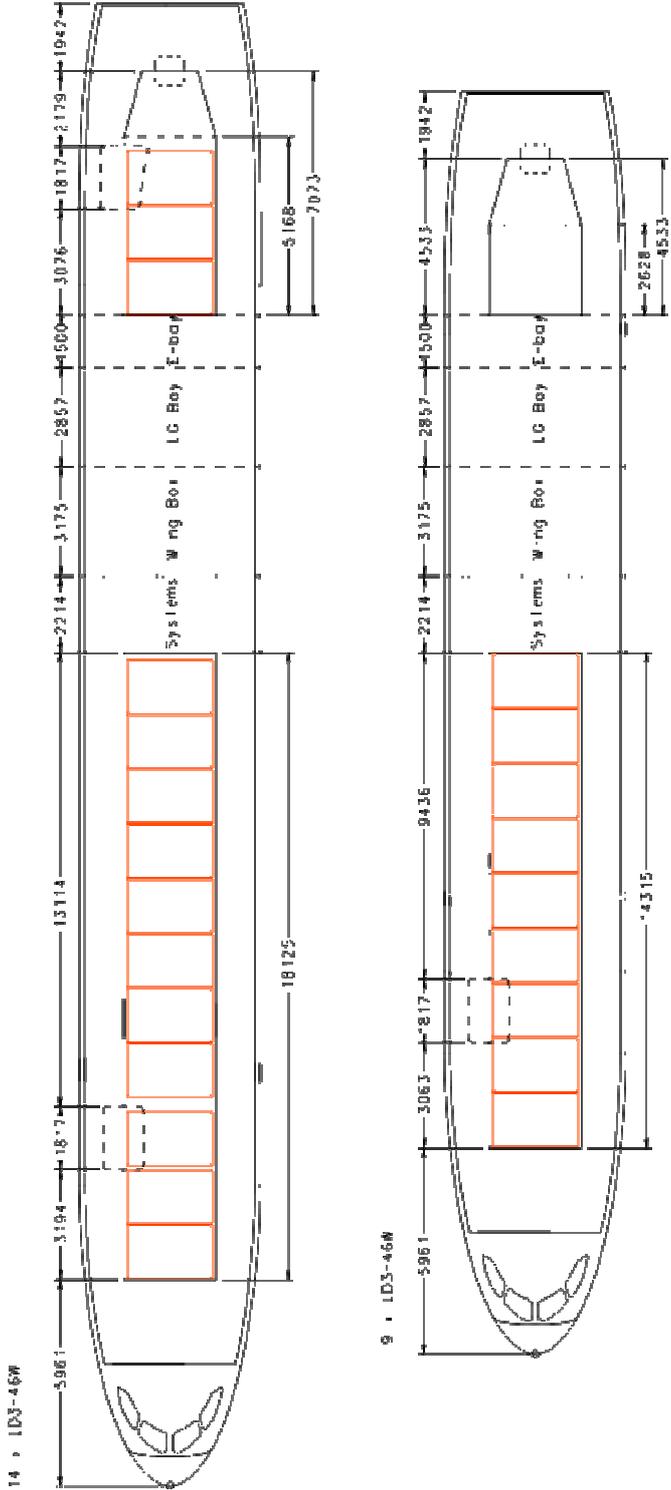


Abbildung 4-40 Frachtraum Layout

4.2 Flügelauslegung

Es ist vorgesehen, für beide Flugzeuge den gleichen Flügel zu verwenden. Dies trifft genauso auf die Flügelgeometrie zu wie auch auf die Klappensysteme und die zu verwendenden Profile (nicht Teil der Arbeit). Die Anpassung an die unterschiedlichen Gewichte beider Muster erfolgt über eine Anpassung der Primärstruktur. Dies bedeutet im Wesentlichen eine Verstärkung des Flügelkastens für die R250, um den erhöhten Lasten, hervorgerufen durch das höhere Gewicht, Rechnung zu tragen.

Nachdem im Vorfeld bereits die Flügelfläche bestimmt wurde, sollen in diesem Kapitel folgende Parameter bestimmt werden:

- Planform
- Spannweite (wing span), b
- Streckung (aspect ratio), A
- Pfeilung (sweep angle), φ_{25}
- Relative Flügeldicke (thickness ratio), (t/c)
- Zuspitzung (taper ratio), λ
- Dickenverteilung (thickness distribution)
- V-Winkel / Form (dihedral angle), Γ
- Auftriebsverteilung (lift distribution)

In dieser Arbeit nicht untersucht werden:

- Profilform (airfoils)
- Schränkung (twist)

Die Position des Flügels am Rumpf ist als Tiefdecker anzunehmen. Mitteldeckvarianten werden im Bereich der Transportflugzeuge kaum realisiert, da so die Kabine bzw. der Frachtraum gestört werden. Ein Hochdecker in Kombination mit Triebwerken am Heck führt zu einer eher ungewöhnlichen Flugzeugkonfiguration, die in dieser Arbeit nicht untersucht werden soll.

4.2.1 Flügelstreckung

Die Streckung des Flügels berechnet sich nach folgender Gleichung:

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} \quad (4.2)$$

Sie hat einen wesentlichen Einfluss auf den induzierten Widerstand. Analysiert man Gleichung (4.2), erkennt man, dass sich dieser mit steigender Streckung verringert.

$$C_i = k \cdot \frac{C_L^2}{\pi \cdot \Lambda} \quad (4.3)$$

Jedoch hat eine hohe Flügelstreckung ein hohes Flügelgewicht zur Folge, da sich bei gleicher Fläche die Spannweite erhöht. Somit verlängert sich der Hebelarm des Auftriebes, was das Biegemoment steigen lässt. Nach [RAYMER 89] hängen auch der Auftriebsgradient und die Streckung zusammen. So ist dieser größer, je größer die Streckung ist. Allerdings steigt so auch die Böhenempfindlichkeit, was wiederum die Lasten erhöhen kann und gleichzeitig den Komfort schmälert.

Weiterhin hat die Flügelstreckung einen Einfluss auf die Tankkapazität. Eine Möglichkeit der Volumenberechnung nach [TORENBEEK 88] zeigt die halb-empirische Gleichung (8.3).

$$V_{Tank} = 0,54 \cdot S_W^{1,5} \cdot (t/c)_r \cdot \frac{1}{\sqrt{A}} \cdot \frac{1 * \lambda \cdot \sqrt{\tau} + \lambda^2 \cdot \tau}{(1 + \lambda)^2} \quad (4.4)$$

mit

$$\tau = \frac{(t/c)_t}{(t/c)_r} \quad (4.5)$$

Das Volumen verhält sich demnach proportional zum Kehrwert der Wurzel aus der Streckung. Tabelle 4-8 zeigt einen zusammenfassenden Überblick über den Einfluss der Flügelstreckung.

	große Streckung	kleine Streckung
Induzierter Widerstand	klein	groß
Gleitzahl L/D	groß	klein
Auftriebsgradient	groß	klein
Nicklagewinkel im Anflug	klein (d.h. gute Sicht aus Cockpit)	groß (d.h. schlechte Sicht aus Cockpit)
Flug in turbulenter Luft	bockig	ruhig
erforderl. Winkel beim Rotieren	klein	klein
Flügelmasse	klein	groß
Spannweite (bei $S_W = \text{const.}$)	groß	klein

Tabelle 4-8 Einfluss der Streckung [SCHOLZ 99]

Die Praxis hat gezeigt, dass Flügel mit hohen Flächenlasten und großer Streckung, wie es bei der A340-500 und A340-600 der Fall ist, zu aerolastische Problemen neigen, die durch zusätzliche Massen ausgeglichen werden müssen. Aerolastische Schwingungen treten zumeist dann auf, wenn ein Flügel eine zu geringe Steifigkeit aufweist. Dieses Problem ist besonders bei Metallbauweise der Fall. Bei Verwendung von CFK als Konstruktionswerkstoff erhält man von vornherein eine höhere spezifische Steifigkeit, und das bei niedrigem Gewicht. Somit ergibt sich die Möglichkeit, eine erhöhte Streckung mit ihren aerodynamischen Vorzügen ohne Massenzuwachs zu realisieren. Um den Zusammenhang von Streckung, Material und Flügelmasse genauer zu untersuchen, hat Airbus intensive Studien betrieben. Heraus kam, dass Flügel mit heute üblichen Streckungswerten von 9 ... 10 den besten Kompromiss aus aerodynamischer Effizienz und Gewicht bieten. In dieser Arbeit soll diesen Erkenntnissen Rechnung getragen werden und ein hoch gestreckter Flügel realisiert werden. Als guter Startwert gilt:

$$A=9,5$$

4.2.2 Spannweite

Mit der nun bestimmten Streckung und der bereits festgelegten Flügelfläche von 184,3 m² erhält man mit Gleichung (4.1), umgestellt zu

$$b = \sqrt{A \cdot S} \quad (4.6)$$

eine Spannweite von

$$b = 41,8 \text{ m}$$

Damit liegt man in einem nicht limitierten Bereich. Folgende Spannweitengrenzen sind vorhanden:

- 36 m
- 65 m
- 80 m

Die 80 m Grenze entspricht der ICAO Box von 80 m x 80 m x 80 ft. Die beiden anderen sind Grenzen, die sich aus den Gategrößen der Flughäfen ergeben. Die untere Grenze ist weit unterhalb der errechneten Spannweite, die nächst größere ist ebenfalls weit entfernt. So kann der Flügel ohne Winglets auskommen. Denn in der Regel gilt, dass ein guter Flügel ohne Spannweitenlimit und ohne Winglets besser ist, als ein limitierter, bei dem durch hochgebogene Flügelenen die Streckung künstlich erhöht wird.

4.2.3 Pfeilung

Um die kritische Machzahl zu erhöhen, werden Tragflächen mit einer Pfeilung versehen. Zunächst einmal spielt es keine Rolle, ob die Pfeilung nach vorn oder nach hinten gerichtet ist. Jedoch soll in der vorliegenden Arbeit ein rückwärtig gepfeilter Flügel zum Einsatz kommen. Die Pfeilung von Tragflächen ist immer im Kontext mit deren Dicken zu sehen. Um schnell zu fliegen, kann man den Flügel entweder stark pfeilen oder besonders dünn bauen. Beides hat aber seine Nachteile (siehe Tabelle 4-9 und Tabelle 4-12), weshalb am Ende ein Kompromiss aus beiden Parametern gefunden werden muss.

Der Pfeilwinkel wird meistens als Winkel der 25%-Linie angegeben. Tabelle 4-9 zeigt eine zusammenfassende Bewertung der Tragflächenpfeilung.

	große Pfeilung	kleine Pfeilung
kritische Machzahl	groß	klein
maximaler Auftriebsbeiwert	klein	groß
Auftriebsgradient	klein	groß
Nicklagewinkel im Anflug	groß (d.h. schlecht Sicht aus Cockpit)	klein (d.h. gute Sicht aus Cockpit)
Flug in turbulenter Luft	ruhig	bockig
erforderl. Winkel beim Rotieren	groß	klein
Fahrwerksintegration	schwierig	geringe Probleme

Tabelle 4-9 Einfluss der Pfeilung φ_{25} [SCHOLZ 99]

Der Vollständigkeit halber zeigt Tabelle 4-10 noch eine zusammenfassende Bewertung der Art der Pfeilung.

	Pfeilung: vorwärts	Pfeilung: keine	Pfeilung: rückwärts
Gefahr: Tipp stall	nein	nein	groß
Gefahr: pitch up	gering	nein	groß
maximaler Auftriebsbeiwert	klein	groß	sehr klein
Gefahr: einseitiges Überziehen	gering	sehr gering	groß
Gefahr: divergente Flügelbiegung	ja	nein	nein
Flügelmasse	sehr groß	klein	groß
Stabilität	instabil (erfordert V-Form für Stabilität)	indifferent	stabil

Tabelle 4-10 Einfluss der Art der Pfeilung [SCHOLZ 99]

Ein erster Ansatz für die Größe des Pfeilwinkels stellt eine statistische Untersuchung dar, deren Ergebnis Diagramm 4-1 zeigt. Die Datenbasis ist unten abgebildet.

Aircraft	phi 25 [°]	Cruise Mach
B737-800	25,4	0,78
A320-200	25	0,78
B757-200	25	0,8
A330-200	29,7	0,82
B767-200ER	31,5	0,8
B787-8	32	0,85
B777-200LR	30,2	0,84
A340-500	31,1	0,83
B747-8	37,7	0,855

Tabelle 4-11 Datenbasis für Pfeilung über Machzahl

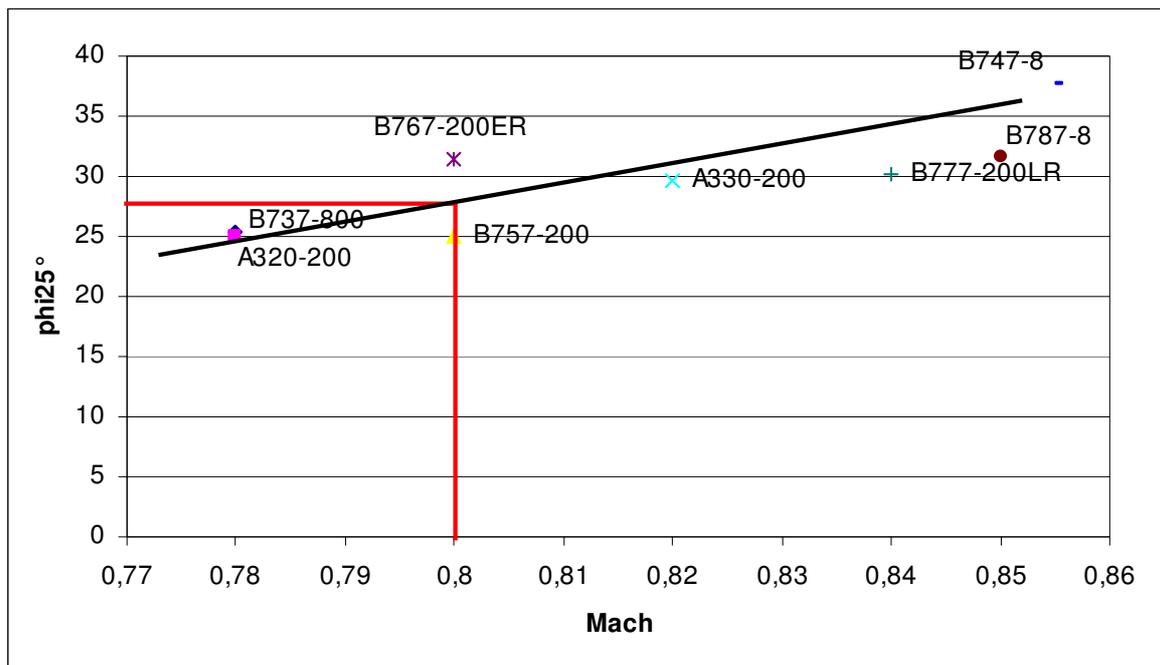


Diagramm 4-1 Zusammenhang Pfeilwinkel Machzahl

Zwar erkennt man eine große Streuung der einzelnen Punkte, allerdings wird ein Zusammenhang zwischen steigender Geschwindigkeit und steigendem Pfeilwinkel deutlich. Es wurde eine Kurve durch die Punkte gelegt und dann mit der Flugmachzahl $Ma=0,8$ der zugehörige Pfeilwinkel mit $27,5^\circ$ ermittelt.

$$\varphi_{25} = 27,5^\circ$$

4.2.4 Relative Flügeldicke

Wie schon erwähnt, hängen die relative Dicke (t/c) eines Flügels und dessen Pfeilung eng miteinander zusammen. In Bezug auf den Widerstand sollte man bemüht sein einen möglichst dünnen Flügel zu bauen, denn sonst erhält man einen hohen Profil- und Wellenwiderstand. Dem gegenüber stehen bei großen Dicken eine leichtere Struktur, ein größeres Kraftstoffvolumen und ein verbesserter Auftriebsgradient bis zu einer relativen Dicke von 12 ... 14%. Nach [SCHOLZ 99] sollte die relative Profildicke mit Rücksicht auf alle Anforderungen immer so groß wie möglich angenommen werden. Tabelle 4-12 zeigt eine zusammenfassende Bewertung der relativen Profildicke.

	kleine relative Profildicke	große relative Profildicke
maximaler Auftriebsbeiwert	klein	groß
Auftriebsgradient	klein	groß
Widerstand	klein	groß
Tankvolumen	klein	groß
Flügelmasse	groß	klein

Tabelle 4-12 Einfluss der relativen Profildicke (t/c) [SCHOLZ 99]

Im Folgenden soll nun die mittlere relative Profildicke nach [TORENBEEK 88] bestimmt werden. Der so errechnete Wert bezieht sich auf den aerodynamisch stark belasteten Außenflügelbereich und stellt in Zusammenhang mit dem Technologiefaktor k_M einen zu berücksichtigenden Richtwert dar. Wird die so ermittelte Dicke deutlich überschritten, können sich dort lokale Überschallströmungen mit Verdichtungsstößen und in der Folge Widerstandserhöhungen ergeben. Die Flügelwurzel bzw. der Innenflügel sind aerodynamisch weniger stark belastet, zudem sind die Einflüsse des Rumpfes dort so groß, dass Gleichung (4.7) nicht gilt. Es können deutlich größere Werte angenommen werden.

Es gilt:

$$(t/c)_{\max} = 0,3 \cdot \cos \varphi_{25} \cdot \left\{ \left[1 - \left(\frac{5 + M_{DD,eff}^2}{5 + (k_M - 0,25 \cdot C_l)^2} \right)^{3,5} \right] \cdot \frac{\sqrt{1 - M_{DD,eff}^2}}{M_{DD,eff}} \right\}^{2/3} \quad (4.7)$$

Mit:

$$M_{DD,eff} = M_{DD} \cdot \sqrt{\cos \varphi_{25^\circ}} \quad (4.8)$$

und

$$M_{DD} \approx M_{Cr} + 0,02 \quad (4.9)$$

Für k_M gilt:

$k_M = 1,0$ für Profile der NACA-6-Serie

$k_M = 1,1$ für ältere superkritische Profile

$k_M = 1,2$ für neuere superkritische Profile

Da jedoch der Ansatz von [TORENBEEK 88] fast 20 Jahre alt ist, soll dies nicht so ohne weiteres als gegeben hingenommen werden. Um die aktuelle Profilvertechnologie zu berücksichtigen, wurde Gleichung (4.7) zunächst an der B787 und an einer Kurzstreckenstudie von Airbus validiert. Die Formel wurde nach k_M umgestellt und dessen Wert bestimmt. Ein Vergleich mit den k_M -Werten von [TORENBEEK 88] zeigt, dass dieser für die B787 recht gut stimmt. Für die Studie ergibt sich nur ein Wert von 1,14 und damit deutlich unter dem Wert für neuere superkritische Profile. Das muss aber nicht heißen, dass für dieses Flugzeug alte Profilformen verwendet werden. Genauso gut ist es möglich, dass die Berechnungsmethode hier Ungenauigkeiten aufwirft. Schließlich ist diese halb-empirisch und es ist nicht bekannt, welche Annahmen darin enthalten sind und welche Daten ihr zugrunde gelegt sind. Eine Rücksprache mit Mitarbeitern des Unternehmens hat ergeben, dass sich der Ansatz von Torenbeek gut für Langstreckenflugzeuge eignet, weniger jedoch für Kurzstreckenflugzeuge. Hier kommt es weniger auf höchste Effizienz in der Aerodynamik an, sondern es spielen andere Beweggründe eine Rolle für die Profildicke. Eine gute Steigleistung

und ein leichter Flügel sind wichtiger. Jedoch wurde mit dieser Vorgehensweise sichergestellt, dass eine aktuelle Technologie für die Profile eingesetzt wird.

Es gilt also für die R200 und die R250:

$$k_M = 1,14$$

Damit und mit den anderen Werten ergibt sich die mittleren relativen Profildicke am Außenflügel zu

$$(t/c)_{max} = 10,6 \%$$

Die relative Dicke an der Flügelwurzel wird mit einem Wert von

$$(t/c)_r = 15,0 \%$$

bedacht. Mit Werten zwischen 13,7 ... 16,5 % liegen die Dicken hier deutlich über den Werten im Außenflügelbereich (siehe Diagramm 4-2). Dies ist auch notwendig, um das erforderliche Tankvolumen zur Verfügung zu stellen und um die Belastung durch das Biegemoment aufzunehmen.

4.2.5 Dickenverteilung

Diagramm 4-2 zeigt die gewählte Dickenverteilung der R200/250.

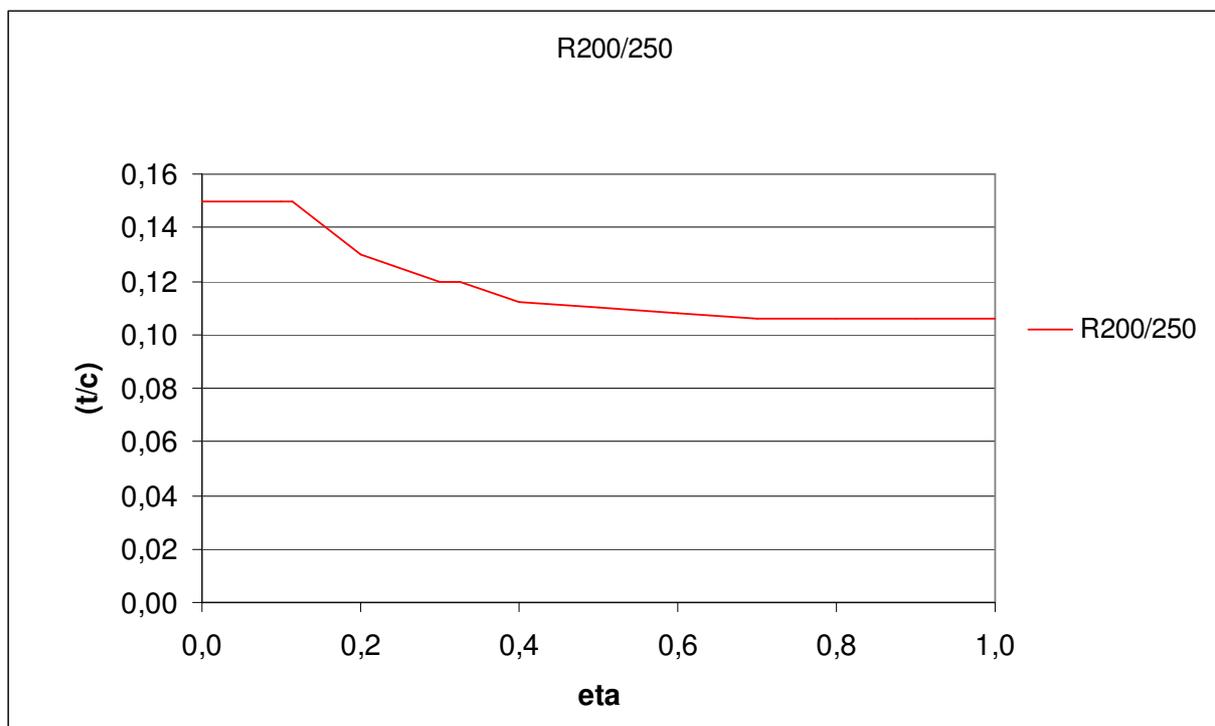


Diagramm 4-2 Dickenverteilungen im Vergleich

Es wurde versucht, einen harmonischen Verlauf für die Verteilung zu gestalten. Die ermittelten Werte für Wurzelstärke und maximale Stärke am Außenflügel sind berücksichtigt. Der innere sich nicht ändernde Bereich spiegelt den Bereich von der Rumpfmittle bis zur Flügelwurzel wieder. Die leichte Unstetigkeit bei $\eta = 0,3$ hat den Kink, also den Übergang vom Innentrapez in das Außentrapez als Ursache. Für einen Vorentwurf ist es zunächst nicht von entscheidender Bedeutung einen exakten Verlauf zu machen. Eine ungefähre Vorhersage in Anlehnung an bestehende Muster genügt, um das sich ergebene Tankvolumen und die Flügelmasse hinreichend genau zu bestimmen.

4.2.6 Zuspitzung

Die Zuspitzung ist das Verhältnis von Profilstärke an der Flügelspitze zur Profilstärke an der Flügelwurzel. Also:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (4.10)$$

Sie hat Einfluss auf die Auftriebsverteilung. Ist sie groß ($\rightarrow \lambda$ klein), dann wandert der Druckpunkt des Auftriebes zum Flügelinneren, wodurch das Inboard Loading (nicht elliptische Auftriebsverteilung mit mehr Belastung am Innenflügel) begünstigt wird. Wünscht man eine der elliptischen ähnliche Auftriebsverteilung so schlägt [TORENBEEK 88] folgenden Ansatz für eine erste Näherung vor:

$$\lambda_{opt} = 0,45 \cdot e^{-0,036 \cdot \phi_{25}} \quad (4.11)$$

Hieraus ergäbe sich in diesem Fall ein Wert von 0,17. Demgegenüber steht jedoch die Aussage von [SCHOLZ 99], dass Werte unter 0,2 vermieden werden sollten. Dies fördert die Neigung zum Überziehen an den Außenflügeln (Tip-Stall), da durch die kurzen Flügeltiefen nur kleine Reynoldszahlen vorliegen. Außerdem führen die dann hohen Auftriebsbeiwerte an den Flügelspitzen zu einer weiteren Erhöhung der Gefahr des Tip-Stalls. Hierzu ist auch Diagramm 4-3 zu beachten. Dort ist ein Zusammenhang zwischen verschiedenen Zuspitzungen und der Verteilung des Auftriebsbeiwertes gegeben. Zwar steht die Abbildung für einen ungepfeilten Flügel, jedoch gilt dies in ähnlicher Weise auch für ein gepfeiltes Tragwerk. Weiterhin führt eine zu niedrige Zuspitzung zu Problemen beim Einbau von Querrudern und deren Mechanismen. Die Werte bei modernen Verkehrsflugzeugen liegen zwischen 0,16 ... 0,25 und damit teils unter 0,2. Als Startwert wird ein Mittelwert gewählt. Die Zuspitzung wird festgelegt auf

$$\lambda = 0,2$$

Der Wert gilt allgemein als gute erste Annahme.

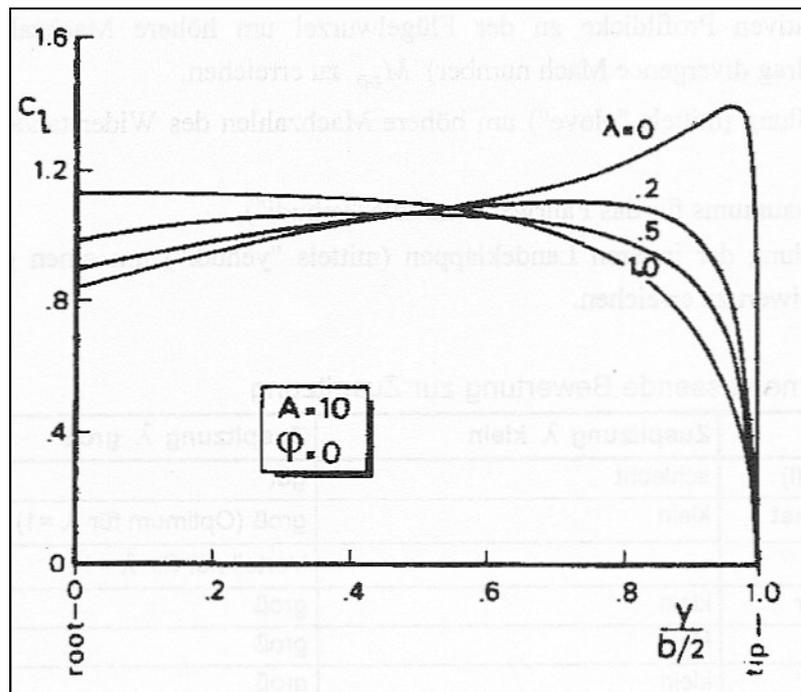


Diagramm 4-3 Verteilung des Auftriebsbeiwertes für versch. Zuspitzungen bei $\varphi_{25}=0^\circ$ und einem $C_l=1$ [TORENBEEK 88]

Tabelle 4-13 zeigt eine Zusammenfassende Bewertung der Zuspitzung.

	Zuspitzung λ klein	Zuspitzung λ groß
Überziehverhalten (tipp tall)	schlecht	gut
Tankvolumen bei $t/c = \text{const}$	klein	groß (Optimum für $\lambda = 1$)
Fertigungskosten	-	Vorteil nur für $\lambda = 1$
Einbauraum für Querruder	klein	groß
Flügelmasse	klein	groß

Tabelle 4-13 Einfluss der Zuspitzung [SCHOLZ 99]

4.2.7 Planform des Flügels

In den voran gegangenen Kapiteln sind mit Fläche, Streckung, Spannweite, Pfeilung und Zuspitzung wesentliche geometrische Größen für den Flügel festgelegt worden. Hiermit ließe sich im Prinzip die Planform eines Flügels festlegen, aber mit Blick auf die Fahrwerksintegration ist noch festzulegen, ob der Flügel als einfacher Trapezflügel oder als Doppeltrapezflügel gestaltet werden muss. Hierfür könnte man eine erste Abschätzung der Schwerpunktsituation zu machen, um einen Ansatz für die Positionierung des Fahrwerks zu bekommen. In dieser Arbeit wurde ein anderer Weg gewählt. Bestehende Flugzeuge mit Hecktriebwerken sind bzgl. der relativen Fahrwerksposition und Flügelposition untersucht worden, welche dann für die zu entwickelnde Flugzeugfamilie übernommen wurden. Es kam heraus, dass sich ein einfacher Trapezflügel nur realisieren ließe, wenn das Fahrwerk nicht am Flügel, sondern am Rumpf befestigt würde. Schaut man sich bestehende Muster an, stellt man fest, dass nahezu alle Strahlverkehrsflugzeuge mit einem Doppeltrapezflügel ausgestattet sind. Dies schafft den notwendigen Einbauraum für ein Flügelfahrwerk. Zusätzlich entstehen dadurch weitere Vorteile [SCHOLZ 99]:

- Vergrößerung der absoluten Profildicke an der Flügelwurzel, dadurch eine erhebliche Gewichtsreduzierung der Tragwerke
- Verringerung der relativen Profildicke an der Wurzel zur Erhöhung von M_{DD}
- Pfeilungserhöhung zur Erhöhung von M_{DD}
- Verringerung der Pfeilung der inneren Landeklappen zur Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwertes

Schlussendlich zeigte sich, dass unter Beachtung aller Sensitivitäten, wenig Spielraum für die Gestaltung der Flügelplanform vorhanden ist. Besonders die Integration des Fahrwerks unter der Maßgabe einer Position bei 50 ... 58% MAC, zeigt sich als maßgeblicher Designtreiber. Um beim Beladen am Boden die notwendige Kippstabilität zu erhalten und um das Rotieren bei Start und Landung zu ermöglichen, sollte man von der vorgeschlagenen Position nicht abweichen.

Für die Profiltiefen an der Flügelwurzel- und spitze gilt:

$$c_r = \frac{2}{1+\lambda} \cdot \frac{S}{b} \quad (4.12)$$

$$c_r = 7,36m$$

$$c_i = \lambda \cdot c_r \quad (4.13)$$

$$c_i = 0,2 \cdot 7,36m = 1,47m$$

Die ermittelte Planform sieht folgendermaßen aus:

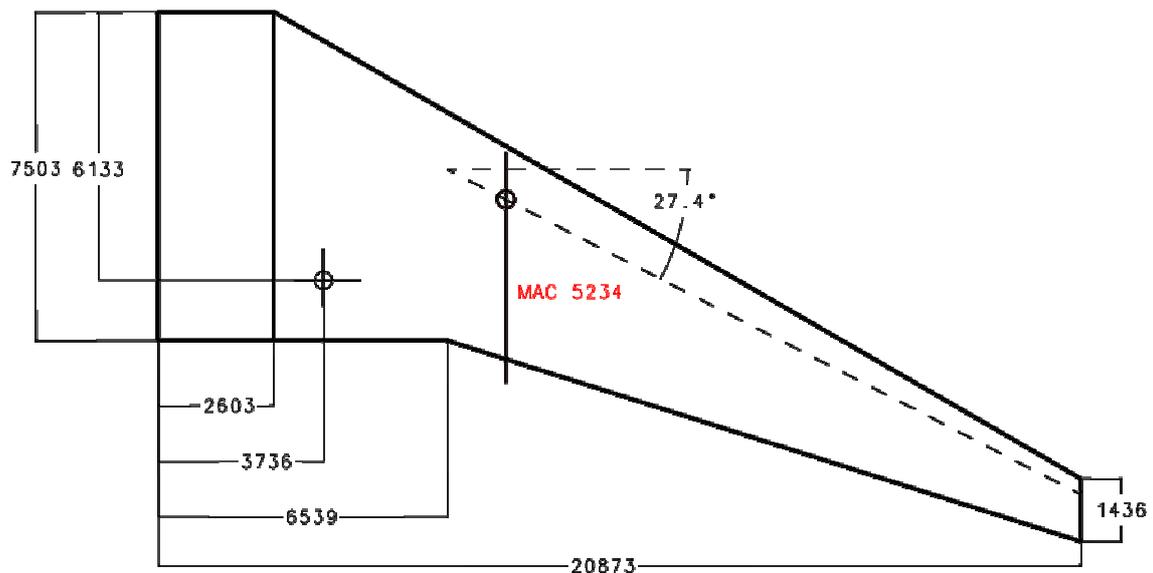


Abbildung 4-41 Flügelplanform

Es zeigt sich, dass nicht alle berechneten Werte umgesetzt werden konnten. Die Flügeltiefe an der Wurzel hat sich erhöht, um der Fahrwerksposition gerecht zu werden. Um die Flügelfläche nicht zu erhöhen, wurde die Zuspitzung ein wenig verringert, die Pfeilung der 25% -Linie beträgt jetzt 27,4°. Bei Airbus spricht man hier bei von der Pfeilung des Außenflügels und nicht von der resultierenden Pfeilung der gesamten Halbspannweite. Die Berechnung der MAC-Linie (Mean Aerodynamic Chord) kann im Anhang nachgesehen werden. Die Fahrwerksposition liegt bei 52% MAC.

4.2.8 Flügelkasten

Der Flügelkasten stellt das zentrale Element der Tragwerke dar. Er ist zuständig für die Aufnahme und Weiterleitung nahezu aller Lasten wie Biegung und Torsion und wird deshalb auch Biegetorsionskasten (BTK) genannt. Weiterhin werden an ihm Mechanismen der Klappensysteme und Teile des Fahrwerks befestigt. Eine wesentliche Aufgabe besteht auch darin, das Tankvolumen zur Verfügung zu stellen. Dieses hängt neben der Dicke des Profils stark von der Tiefe des Kastens ab. Typische Lagen der Holme nach [SCHOLZ 99] sind:

Vorderholm: 15 ... 30% der Flügeltiefe

Hinterholm: 65 ... 75% der Flügeltiefe

Dabei liegt die Gesamttiefe des Kastens bei Werten zwischen 40 ... 55%. Bei der Positionierung muss Rücksicht auf die Lage der Hochauftriebssysteme und Steuerflächen genommen werden, ihnen muss genügend Platz eingeräumt werden. Die Holme werden zur Krafteinleitung in der Regel an Rumpfspanten angebracht. Ist dies nicht möglich, sollte zumindest einer der Holme an einem Spant enden, um nicht zwei Hilfsspante einbauen zu müssen. Die Vorgehensweise ist oft auch umgekehrt, zunächst wird eine optimale Flügellage mit BTK ermittelt, und im Anschluss orientiert sich hieran das Spantsystem. Wichtig ist am Ende nur, dass hier eine gute Kompromisslösung gefunden wird. Dabei muss auch an die Position des Fahrwerks und die des Fahrwerksschachtes gedacht werden. Die genaue Position und Größe des Kastens ergibt sich am Ende aus mehreren Iterationen und kann im Vorfeld nicht immer exakt festgelegt werden.

4.2.9 Hochauftriebssysteme

Die richtige Wahl aller Klappensysteme ist ein wichtiger Bestandteil, jedoch ist dieser Bereich sehr komplex und vielfältig. Für den vorliegenden Entwurf wurde entschieden ein möglichst einfach gehaltenes System zu finden. Einfache Steuerflächen und Klappensysteme haben den Vorteil, dass sie ein geringes Gewicht haben und zusätzlich wenig Wartungsaufwand benötigen. Der Entwickler sollte allerdings bei der Wahl in Etwa wissen, wie viel zusätzlichen Auftrieb er für den Start und die Landung er benötigen wird. Die R200/250 ermöglicht durch die Wahl von Hecktriebwerken hohe Anstellwinkel, gleichzeitig wurde bereits mit einem üppigen Flügel im Vorfeld auf geforderte Anfluggeschwindigkeiten Rücksicht genommen. Somit kann davon ausgegangen werden, dass beispielsweise teure und schwere Doppelspaltklappen wie an der A321 nicht notwendig sind. Für die Hinterkante (trailing edge) wird eine Einfachspalt-Klappe (simple slotted flap) mit abgesenktem Drehgelenk (dropped hinge) vorgeschlagen. Ein Spalt gibt der Grenzschicht auf der Profilerseite neue Energie und hindert so die Luftströmung daran frühzeitig abzulösen. Die Folge ist ein Auftriebsanstieg bei vertretbarem Widerstand. Dieses Klappensystem erhöht zusätzlich bei geringem Ausfahrwinkel die Flügelfläche (und damit den Auftrieb). Kleine Winkel eignen sich somit gut für den Start. Mit größeren Ausfahrwinkeln erhöht sich obendrein die Wölbung und bietet einen weiteren Auftriebszuwachs. In Kombination mit

einem jetzt ansteigenden Widerstand bietet sich diese Stellung für die Landung an. Das abgesenkte Drehgelenk ist ein unkompliziertes und robustes System, welches günstig in der Herstellung und in der Wartung ist. An der Vorderkante (leading edge) kommt eine einfache Krüger-Klappe (simple kruger flap) zum Einsatz. Diese haben ebenfalls eine geringe Masse und sind durch ihre schlichte Kinematik kostengünstig in Herstellung und Betrieb. Ihr Nachteil liegt in ein einem erhöhten Widerstand bei geringen Anstellwinkel.

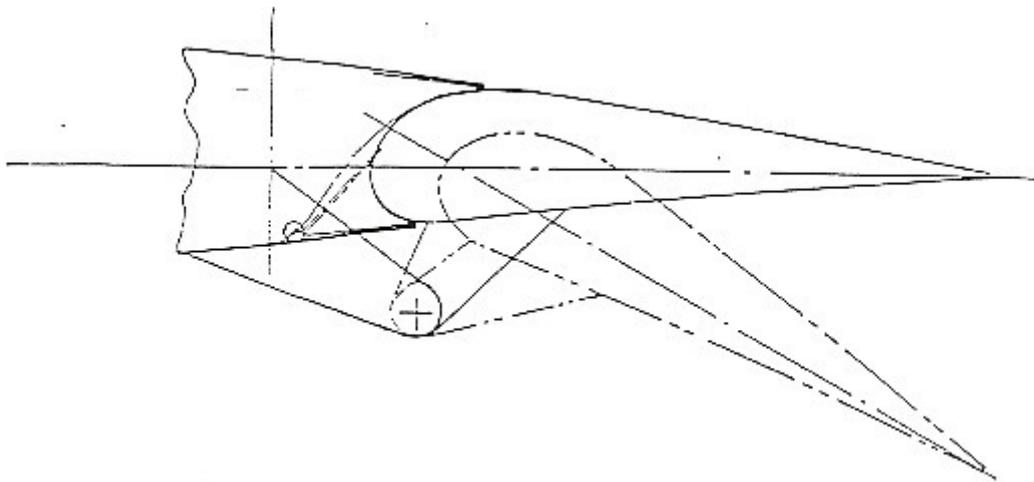


Abbildung 4-42 Einfachspalt-Klappe [LINGNAU 04]

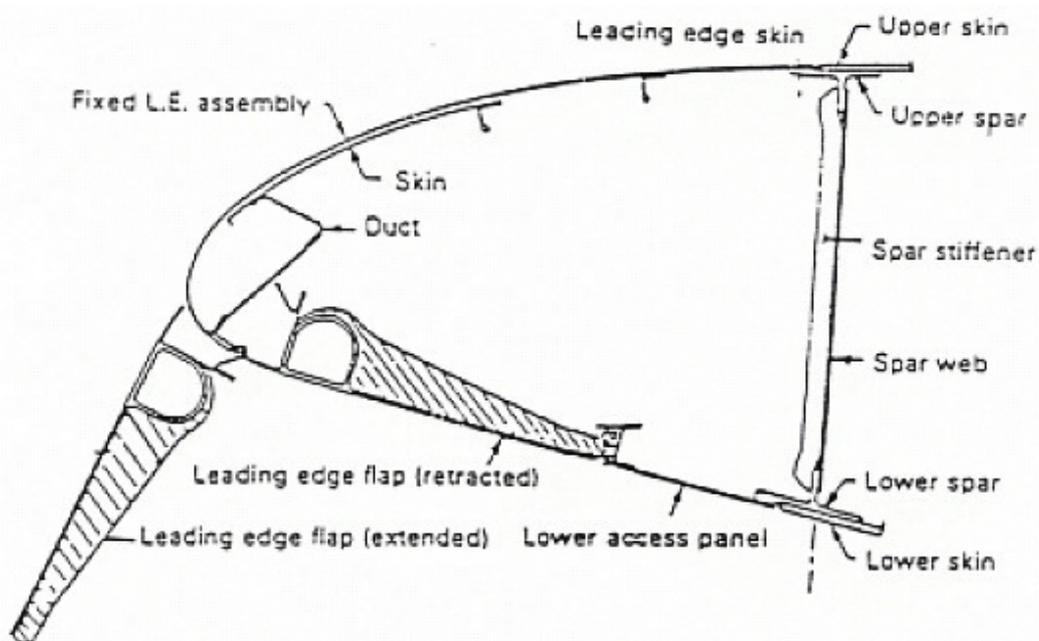


Abbildung 4-43 Krüger-Klappe [LINGNAU 04]

Abbildung 4-42 und Abbildung 4-43 zeigen jeweils eine Darstellung der Einfachspalt- bzw. der Krüger-Klappe. Laut [DUBS 87] ergibt diese Kombination einen maximalen Auftriebsbeiwert des Profils von $c_{Lmax} = 2,7$. Der Auftriebsgradient des Flügels ist ohne geometrische und aerodynamische Verwindung der Profile immer kleiner als der lokale Auftriebsgradient des Profils. Dies würde demnach auch auf den maximalen Auftriebsbeiwert des Flügels zutreffen. Da aber moderne Tragwerke in der Regel immer verwunden sind, wird hier davon ausgegangen, dass für den Flügel mit dem gewählten Klappensystem durchaus Werte von 2,4 ... 2,5 erreicht werden können. Gerechnet wird im weiteren Verlauf mit einem maximalen Wert von 2,4.

4.2.10 Analyse des Flügelentwurfs

Abbildung 4-44 zeigt das Ergebnis des Flügelentwurfs zusammen mit den Klappensystemen und dem Flügelkasten.

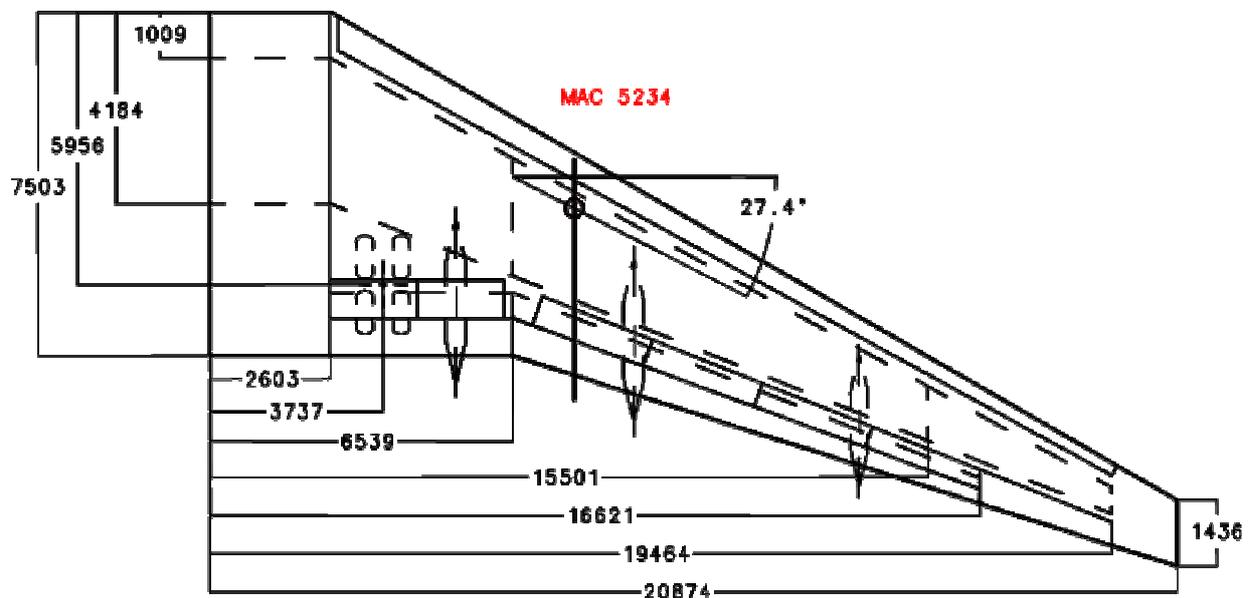


Abbildung 4-44 Flügel komplett

Die wichtigsten Flügeleckdaten im Überblick:

Flügelfläche S [m ²]	:	184,3
Spannweite b [m]	:	41,8
Pfeilung der 25%-Linie φ_{25} [°]	:	27,4
Streckung A	:	9,5
Zuspitzung λ	:	0,19
Flügeltefe Wurzel c_r [m]	:	7503
Flügeltefe Flügelspitze c_t [m]	:	1436
Position des Fahrwerks [% MAC]	:	52
Position des Vorderholms [% c_r]	:	14
Position des Hinterholms [% c_r]	:	56
Tiefe der Landeklappen [% c_r]	:	26
Tankvolumen [kg]	:	34500

Tabelle 4-14 Wichtige Flügeleckdaten

Betrachtet man die Flügeleckdaten, fällt auf, dass die Zuspitzung wie schon erwähnt höher ausfällt als zunächst angenommen. Dies ergab sich aus der durch den Kink bedingten erhöhten Flügeltefe an der Wurzel. Mit 0,19 darf sie aber noch als akzeptabel gelten, hat man doch bei der B777 einen Wert von 0,16 verwirklicht. Die Landeklappentiefe beträgt 26% und deckt sich gut mit empfohlenen Werten aus der Literatur. Allerdings darf man die Klappentiefe nicht allein betrachten, auch die Länge in Spannweitenrichtung und somit ihre Fläche insgesamt spielen eine Rolle für Anflug- bzw. Landegeschwindigkeit. Hierfür wurde sich an bestehenden Mustern orientiert.

Die Positionen der Holme sind an den unteren Grenzen der Literaturwerte. Aber der Kasten besitzt eine relative Tiefe von 42%, was wiederum Durchschnitt ist.

Grundsätzlich ist es vorteilhaft die Wurzeltiefe zu maximieren, um den leichtesten Flügel zu erhalten. Mit Blick auf die Zugänglichkeit zum hinteren Rumpfsegment ergab sich hier aber ein Kompromiss. Dies ist notwendig, um die Bodenabfertigung der R200 zu gewährleisten. Die Integration des Fahrwerks, die einen Doppeltrapezflügel notwendig macht, und die Landeklappen treiben die Wurzeltiefe nach oben. Wird diese aber zu groß, ist es nicht mehr möglich, mit den Bodenfahrzeugen an den hinteren Rumpfteil heranzufahren. Das soll in dieser Arbeit vermieden werden, da ein Schwerpunkt auf kurze Abfertigungszeiten gelegt wird. Trotz der Mühen kommt es aber beim kleinen Flugzeug zu eben diesem Problem.

4.2.11 V-Form

Die V-Stellung bezeichnet die Neigung einer Flügelhälfte gegenüber der Querachse. Sie verbessert das Rollverhalten bzw. die Rollstabilität, speziell dann, wenn dies durch Pfeilung nicht möglich ist. Pfeilung und V-Stellung müssen immer gemeinsam betrachtet werden (10° Pfeilung bewirken etwa so viel wie 1° V-Winkel [SCHOLZ 99]). Bei Seitenwind oder im Schiebeflug werden auf der linken und rechten Flügelhälfte unterschiedliche Auftriebe erzeugt, was bei einem positiven V-Winkel (dihedral) ein stabilisierendes Rollmoment hervorruft. Flugzeuge in Tiefdecker-Anordnung haben einen positiven V-Winkel, Hochdecker hingegen einen negativen V-Winkel (anhedral). Die Festlegung der V-Stellung erfolgt im Hinblick auf einen flugmechanisch günstigen Schieberoll-Beiwert für das Gesamtflugzeug. Häufig spielen aber auch andere nicht-flugmechanische Werte eine Rolle (Bodenfreiheit der Triebwerke, Sicherheitsabstand des Flügels vom Boden bei Aufsetzen unter Seitenwind). Bei Anordnung der Triebwerke unter dem Flügel liegen die Werte für den Winkel bei 3 ... 7°. Wegen der hohen Bypass-Verhältnisse und den daraus resultierenden großen Durchmessern der Gondeln von modernen Antrieben sind diese meist ausschlaggebend für die V-Stellung der Tragwerke. Diese Problematik entfällt bei Hecktriebwerken, so dass nur noch die Freigängigkeit der Flügel zum Boden oder eben flugmechanische Gründe eine Rolle spielen. Für den Vorentwurf werden zunächst durchschnittliche Werte für den Winkel angenommen. Hierzu dient folgende Tabelle als Übersicht. Es dürfen nur Muster verglichen werden, die ebenfalls als Tiefdecker mit positiver Flügelpfeilung ausgelegt sind. Weiterhin wurden nur mit Hecktriebwerken ausgestattete Maschinen betrachtet.

Muster	V-Winkel [°]	Pfeilung [°]	Freigängigkeit des Flügels [°]
CRJ900	1,8	26,9	12,5
MD82	3	24,5	11,7
R200/250	2	27,4	10,2

Tabelle 4-15 Datenbasis für V-Winkel

Trotz der kleinen Datenbasis wird ein Zusammenhang zwischen der Pfeilung und dem Dihedral deutlich. Bei der größten Pfeilung könnte in diesem Vergleich die geringste V-Stellung mit einem Wert von ca. 1,5° angenommen werden. Allerdings hat dieser Entwurf eine große Spannweite, wodurch in Kombination mit dem gewünschten kurzen Fahrwerk der Sicherheitsabstand der Flügel zum Boden gefährdet ist. Deshalb wird der Winkel leicht angehoben und festgelegt auf:

$$\Gamma = 2^\circ$$

Der sich daraus ergebende Freigängigkeitswinkel des Flügels liegt mit 10,2° zwar auf niedrigem Niveau, ist jedoch im Bereich des zulässigen. Nach [Scholz 99] dürfen Werte von 6 ... 8° nicht unterschritten werden.

4.2.12 Auftriebsverteilung

Airbus favorisierte bei seinen bisherigen Modellen eine Auftriebsverteilung, die nahe an der elliptischen liegt. Dies macht aus aerodynamischer Sicht auch am meisten Sinn, denn der induzierte Widerstand ist bei dieser Form am geringsten. Es mehren sich aber die Anzeichen, dass dies für die Effizienz aus globalen Gesichtspunkten nicht das Optimum sein muss. So ergibt es sich, dass ein leicht nach innen wandernder Druckpunkt (Inboard Loading) den resultierenden Hebelarm zur Flügelwurzel verringert. Das entstehende Wurzelbiegemoment wird verringert und der Flügel kann leichter ausfallen.

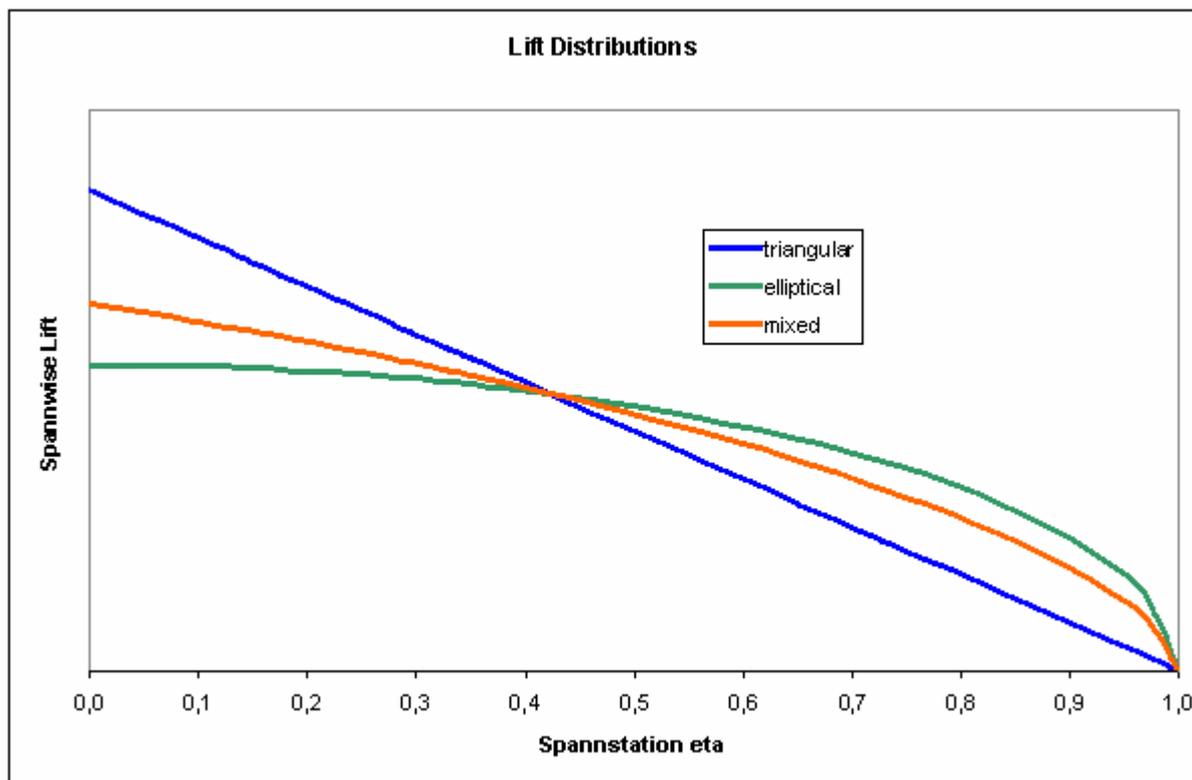


Diagramm 4-4 Auftriebsverteilungen im Vergleich [SCHÄUFELE 07]

Das Diagramm zeigt die elliptische Auftriebsverteilung im Vergleich zu der dreieckigen und einem Mix aus beiden. Letztere wird als Zielvorgabe gesetzt und entspricht einem CoP (Centre of Pressure) von etwa 38% der Halbspannweite. Oft wird eine Mixverteilung mit einem größeren Inboard Loading auch vereinfachend als triangular bezeichnet.

4.3 Fahrwerk

Folgende Diskussion bezieht sich auf das Hauptfahrwerk. Das Bugfahrwerk wird nicht genauer untersucht.

Die Fahrwerksphilosophien der beiden großen Hersteller Airbus und Boeing unterscheiden sich seit jeher, wobei beide ihre Berechtigung haben. Der Hauptunterschied liegt in der Art der Krafteinleitung. Bei Airbus werden nahezu alle Lasten in den Biegetorsionskasten des Flügels eingeleitet. Die beim Bremsen entstehenden Biegemomente im Fahrwerksbein erzeugen dabei ein hohes Torsionsmoment im Flügelkasten, dem durch höhere Wandstärken Rechnung getragen werden muss. Während ein Airbus Fahrwerk statisch bestimmt ist und somit Zwangskräfte unterbindet, ist ein modernes Boeingfahrwerk (z.B. B777, B757) statisch überbestimmt. Ein sog. Floating Beam überträgt einen Teil der Last vom Fahrwerk in den Rumpf, wodurch ein geringerer Teil vom Flügelkasten aufgenommen werden muss. Bei Airbus wird davon ausgegangen, dass die Fahrwerksmassen selbst in etwa gleich sind, allerdings resultiert besonders aus der Lasteinleitung in den Rumpf ein Gewichtsvorteil im Flügel. Der zu verwendende Konstruktionswerkstoff CFK hat den Nachteil, dass dieser empfindlich auf hohe punktuelle Lasten reagiert. Daher ist die Lösung von Airbus ungeeignet und soll demnach nicht zum Einsatz kommen. Bevorzugt wird das Prinzip von Boeing, welches die Lasten gleichmäßiger verteilt.

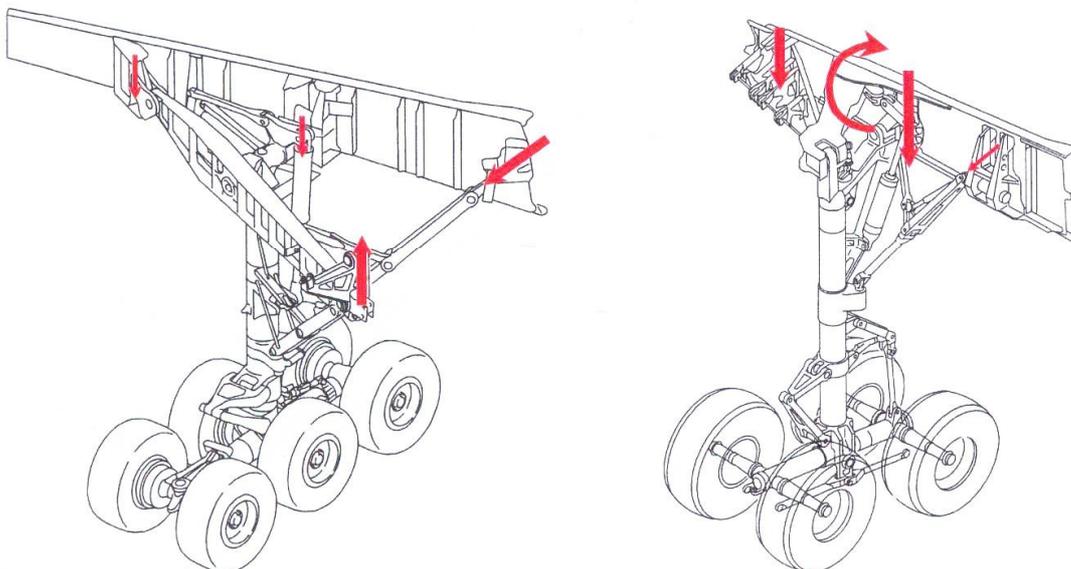


Abbildung 4-45 Boeing 777 und A340 Fahrwerk [VOLLERS 05]

Zunächst muss festgestellt werden, wie viele Räder je Hauptfahrwerksbein zu erwarten sind. Einen ersten Ansatz dafür bekommt man durch Diagramm 4-5. Untersucht wurden diverse Flugzeuge hinsichtlich der Anzahl ihrer Räder und ihres MTOW. Heraus kam, dass jedes Rad eine Last von 20 ... 30t zu tragen hat. Eine hinzugefügte Trendlinie ermöglicht das Ablesen einer möglichen Anzahl der Räder für den Entwurf. Die 117t schwere R250 liegt dabei deutlich über der Zahl von 4 Rädern und wird mit 8 Rädern ausgestattet. Die leichtere R200 scheint bei entsprechend hoher Radlast auch mit 4 Rädern zu funktionieren.

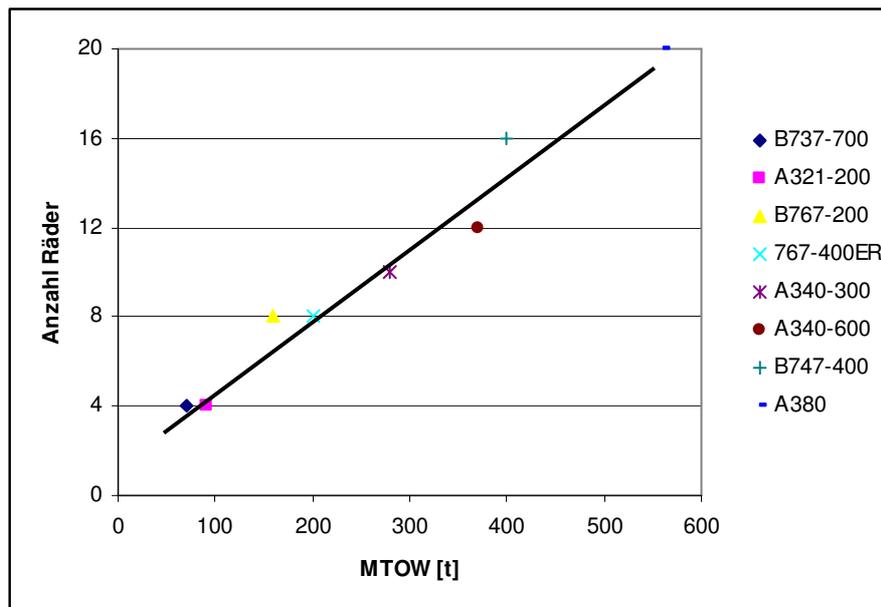


Diagramm 4-5 Anzahl der Räder in Abhängigkeit zum MTOW

Da jedoch die Radlast allein nicht das Entscheidungskriterium darstellt, sind weitere Untersuchungen notwendig. Tatsächlich ausschlaggebend für die Anzahl der Räder je Hauptfahrwerksbein ist die ACN (Aircraft Classification Number, zu dtsh. Lastwirkungsklassifikationszahl) und die PCN (Pavement Classification Number, zu dtsh. Tragfähigkeitsklassifikationszahl). Die ACN beschreibt, welche Belastung ein bestimmter Flugzeugtyp auf Flugbetriebsflächen, z.B auf Start- und Landebahn, ausübt. Die PCN beschreibt hingegen, welche Belastung ein Runway aushält. Sie hängt nach [www.eddh.de/topics/acn-pcn.html] ab von:

- Der Art des Belages
- Der Kategorie des Unterbaus der Runway
- Dem höchstzulässigen Reifendruck
- Der Methode, wie diese Werte ermittelt wurden

Beim Belag wird zwischen flexiblen (F) und starren (R) Belägen unterschieden. Diese wiederum sind noch von A ... D unterteilt, was dann die Kategorie des Unterbaus darstellt. Dabei gilt nach [KOTTYSCH 08]:

- A - hohe Tragfähigkeit
- B - mittlere Tragfähigkeit
- C - geringe Tragfähigkeit
- D - extrem geringe Tragfähigkeit

Eine konkrete zahlenmäßige Abgrenzung gibt es dabei nicht. Anders sieht dies aber beim höchstzulässigen Reifendruck aus. Auch hier gibt es vier Kategorien:

- W - hoch (keine Druckgrenze)
- X - mittel (Druck begrenzt auf 1,50 MPa)
- Y - niedrig (Druck begrenzt auf 1,00 MPa)
- Z - sehr niedrig (Druck begrenzt auf 0,50 MPa)

Die Bewertungsmethode wird in zwei Klassen unterteilt. Neuere Runways ohne Erfahrungswerte werden technisch (T) beurteilt. Sonst gilt der Kennbuchstabe (U).

Beispiel: Hamburg EDDH, RWY 15/33: PCN 65/F/A/W/T

Demnach ist die PCN=65 technisch ermittelt worden (T), der Belag flexibel (F) bei hoher Tragfähigkeit des Unterbaus (A) und keiner Reifendruckbegrenzung (W).

Ob ein Flugzeug nun dort landen darf, muss ein Vergleich mit der ACN zeigen. Dessen Bestimmung ist relativ komplex. Sie steht in Abhängigkeit zur Achs- und Boogielänge, zum Reifendruck, zur Reifengröße, zum Belag und nicht zuletzt zur Anzahl der Räder. Einen grobe Möglichkeit der Bestimmung bietet [TRAHMER 04] mit Diagramm 4-6.

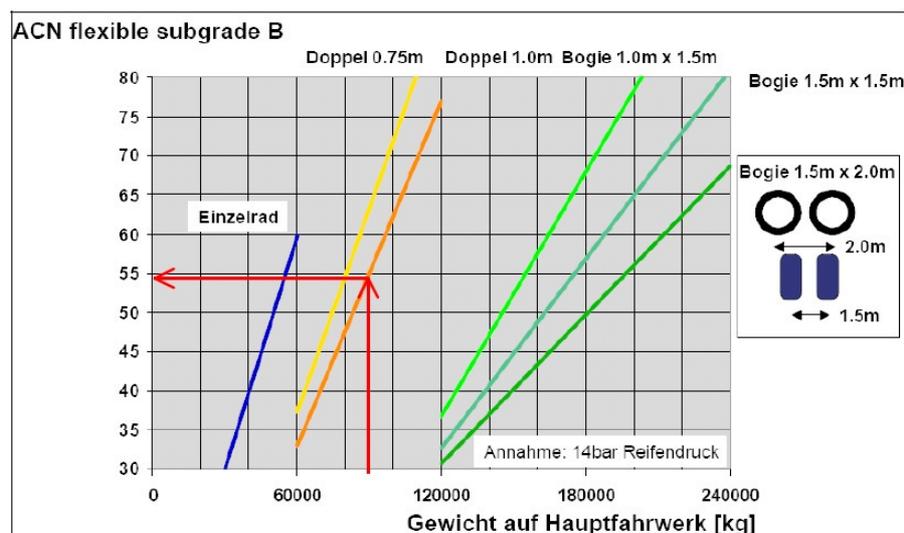


Diagramm 4-6 Diagramm zur Ermittlung der ACN flexible pavement subgrade B [TRAHMER 04]

In Erwartung dessen, dass in diesem Entwurf 8 Räder am Hauptfahrwerk notwendig werden, wurden die Maße für die Radabstände sowie Reifengrößen von der Boeing 757 übernommen, dieses Flugzeug ist ähnlich schwer. Anschließend wurde mit Hilfe der Software COMFAA, herausgegeben von der FAA, die ACN berechnet und zusammen mit den Werten einiger bestehender Flugzeuge in Tabelle 4-16 eingetragen. Als Vergleichswert für maximal zulässige Werte gilt für Verkehrsflugzeuge der Flex B Wert. Laut Airbus gelten für den vorliegenden Entwurf folgende Richtwerte:

Flugzeuge bis 200 Passagiere: ACN Flex B < 45

Flugzeuge bis 250 Passagiere: ACN Flex B < 55

Die Werte der bestehenden Muster sind ein Auszug aus einer ausführlichen Auflistung der [TRANSPORT CANADA 01].

Flugzeug	MTOW [t]	Anzahl Räder	ACN Flex B
B737-800	78	4	45,6
B757-200	113	8	36,7
B767-200	152	8	45,6
A320	68	4	36,2
A300-600	170	8	68
R200	105	4	65
R200	105	8	33,1
R250	117	4	83,2
R250	117	8	42,1

Tabelle 4-16 Liste von ACN's

Wie bereits erwähnt, erhält das Fahrwerk acht Räder und die Achsabstände der B757. Die sich daraus ergeben ACN's liegen deutlich unter den Grenzwerten von Airbus. Zum Vergleich wurde noch ein Fahrwerk mit durchschnittlichen Abmessungen und nur 2 Rädern je Bein berechnet. Die Ergebnisse liegen mit Werten von 65 bzw. 83,2 deutlich über den maximal zulässigen Werten.

Eine erschöpfende Abhandlung über die ACN/PCN-Methode bietet [MESSNER 06].

4.4 Leitwerke

Die Leitwerke dieser Flugzeugfamilie sollen unverändert bei der R200 als auch bei der R250 zum Einsatz kommen. Die seitlich am Heck montierten Triebwerke machen es nicht möglich, eine konventionelle Leitwerksform zu wählen. Als bevorzugte Lösung gilt hier das T-Leitwerk. Die Auslegung erfolgt nach dem Leitwerksvolumen, wobei die R200 als Desingtreiber gilt, denn hier sind die Hebelarme gegenüber der größeren Maschine um 4 Spantbereiche kürzer. Inwiefern die Höhenleitwerksfläche in Ordnung ist, kann später bei den Schwerpunktsbetrachtungen genauer untersucht werden.

Tabelle 4-17 bietet einen Überblick über einige Flugzeuge und ihre Volumenwerte. Zusätzlich sind bereits die abschließenden Ergebnisse der Leitwerksauslegung nach Abschluss des Entwurfes eingetragen.

Flugzeug	S [m ²]	S _h [m ²]	l _h [m]	c _{MAC} [m]	S _v [m ²]	l _v [m]	b [m]	c _h	c _v
A320	122,40	31,00	17,59	4,19	21,50	16,72	33,91	1,06	0,0866
CRJ900	70,35	14,86	15,78	3,53	8,34	13,10	22,68	0,94	0,0684
MD95	93,00	25,60	15,98	4,29	18,00	13,16	32,86	1,02	0,0775
MD82	116,70	29,10	18,60	4,29	17,80	15,58	32,86	1,08	0,0723
C17	350,00	78,42	27,29	7,82	74,12	22,57	50,52	0,78	0,0946
Fokker 100	95,30	21,60	16,37	3,88	14,20	13,59	28,08	0,96	0,0721
R200	184,30	40,00	21,80	5,23	30,00	17,20	41,75	0,90	0,0671
R250	184,30	40,00	24,30	5,23	30,00	19,70	41,75	1,01	0,0768

Tabelle 4-17 Leitwerksvolumen

4.4.1 Höhenleitwerk

Zunächst wurde ein durchschnittlicher Wert für den Volumenbeiwert c_h gesucht. Hierbei muss ein Vergleich mit Flugzeugen stattfinden, die ebenfalls ein T-Leitwerk besitzen. Außerdem ist darauf zu achten, ob diese Flugzeuge die kürzesten Varianten sind, an denen das Leitwerk montiert ist. Es wurde folgender Wert gewählt:

$$c_h = 0,9$$

Anschließend erfolgte eine Abschätzung des zu erwartenden Hebelarms vom Neutralpunkt des Höhenleitwerks zum Neutralpunkt des Flügels. In guter Näherung sind auch die Abstände der 25%-Punkte von Flügel und Leitwerk zu wählen.

Für den Volumenbeiwert gilt:

$$c_h = \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot c_{MAC}} \quad (4.14)$$

Umgestellt nach S_h ergibt:

$$S_h = \frac{c_h \cdot S \cdot c_{MAC}}{l_h} \quad (4.15)$$

Bedeutung der Formelzeichen:

- S_h : Höhenleitwerksfläche
 c_h : Volumenkoeffizient des Höhenleitwerks
 S : Flügelfläche
 l_h : Abstand der Neutralpunkte Flügel - Höhenleitwerk
 c_{MAC} : Bezugsflügeliefe

Nach [SCHOLZ 99] sollte die Streckung Λ_h des Höhenleitwerks etwa 50% der Streckung des Flügels betragen. Daraus folgt:

$$\Lambda_h = 0,5 \cdot \Lambda \quad (4.16)$$

$$\Lambda_h = 4,75$$

Nach [RAYMER 89] liegen die Werte für die Zuspitzung zwischen 0,3 ... 0,6. Gewählt wird ein Mittelwert von:

$$\lambda = 0,45$$

Die Pfeilung liegt in der Regel wenige Grad oberhalb der Flügelpfeilung. Hintergrund ist, dass bei zu hohen Fluggeschwindigkeiten lokale Überschallströmungen am Flügel und an den Leitwerken entstehen. Diese führen dann zu Verdichtungsstößen, welche die Strömung und damit den Auftrieb bzw. Abtrieb negativ beeinflussen. Um die Steuerbarkeit des Flugzeugs zu erhalten, muss die kritische Machzahl des Höhenleitwerks höher liegen als die des Flügels. Technisch umgesetzt wird dies durch eine höhere Pfeilung oder durch geeignete dünne Profile. Letzteres führt zu Gewichtsnachteilen. Für diesen Entwurf wird der Pfeilwinkel wenige Grad höher gewählt als am Flügel.

$$\varphi_{25,h} = 30^\circ$$

Die relative Dicke des Höhenleitwerks kann mit 10% unter der relativen Profildicke des Außenflügels angenommen werden. Also gilt:

$$(t/c)_h = 0,9 \cdot 10,6\% = 9,5\%$$

Da ein Höhenleitwerk wie ein kleiner Flügel zu betrachten ist, gelten hier die gleichen Formeln wie für die Flügelgeometrie. Die Gleichungen sind in Kapitel 4.2 zu finden. Die Rudertiefe wurde mit einem Mittelwert von 33% versehen. Während des Entwurfes hat sich die Fläche des HLW wegen Schwerpunktsproblemen mehrmals geändert, die Verhältnisse sind jedoch konstant gehalten worden. Das Ergebnis der Leitwerksauslegung nach Abschluss des Entwurfes zeigt folgende Abbildung:

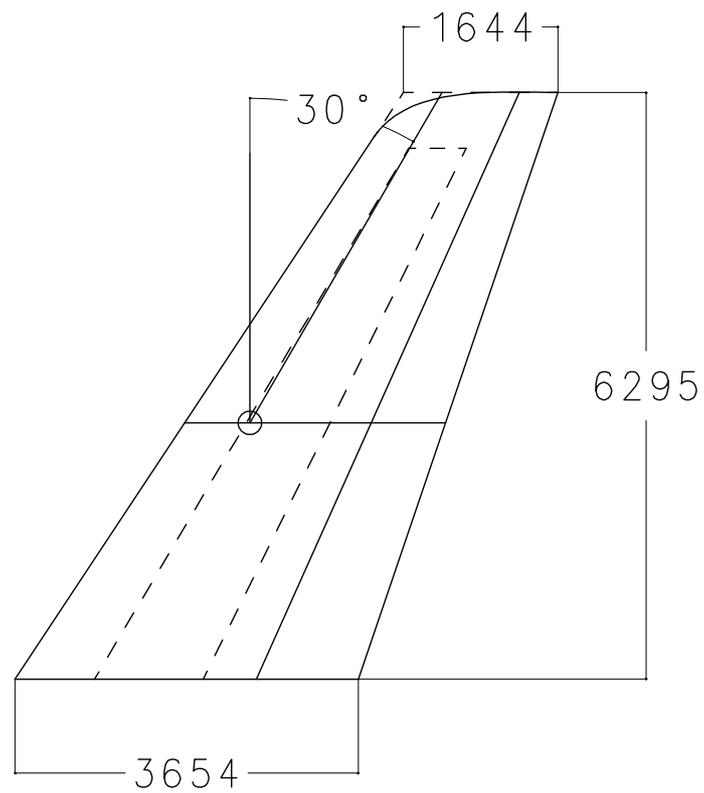


Abbildung 4-46 Höhenleitwerk

Das Höhenleitwerk wird in Anlehnung an andere Muster mit T-Leitwerk mit einem V-Winkel von -2° montiert.

4.4.2 Seitenleitwerk

Wie beim Höhenleitwerk erfolgt auch hier der Entwurf über den Leitwerkskoeffizienten. Gewählt wurde ein Wert von:

$$c_v = 0,075$$

Für den Volumenbeiwert gilt:

$$c_v = \frac{S_v \cdot l_v}{S \cdot b} \quad (4.17)$$

Umgestellt nach S_v ergibt:

$$S_v = \frac{c_v \cdot S \cdot b}{l_v} \quad (4.18)$$

Bedeutung der Formelzeichen:

- S_v : Seitleitwerksfläche
- c_v : Volumenkoeffizient des Seitenleitwerks
- S : Flügelfläche
- l_v : Abstand der Neutralpunkte Flügel - Seitenleitwerk
- b : Flügelspannweite

Die Streckung Λ_v des Seitenleitwerks kann bei T-Leitwerken mit einem Wert von $\Lambda_v = 1$ angenommen werden.

$$\Lambda_v = 1$$

Nach [RAYMER 89] liegen die Werte für die Zuspitzung zwischen 0,6 ... 1,0. Es ist darauf zu achten, dass die Sehnenlänge an der Spitze nicht zu gering wird, da hier die Aufnahme des HLW erfolgt. Gewählt wird ein Wert von:

$$\lambda = 0,75$$

Für die Pfeilung der 25%-Linie gelten Werte zwischen 35 ... 55° als normal. Der hier gewählte Winkel beträgt:

$$\varphi_{25,v} = 40^\circ$$

Die relative Dicke des Seitenleitwerks sollte nicht unter 10% liegen, da sonst die Struktur sehr schwer würde, um den Kräften aus dem HLW entgegenzuwirken.

$$(t/c)_v = 10\%$$

Die Rudertiefe liegt mit etwa 30 % bei einem durchschnittlichen Wert. Die untere Abbildung zeigt den abschließenden Entwurf des Seitenleitwerks.

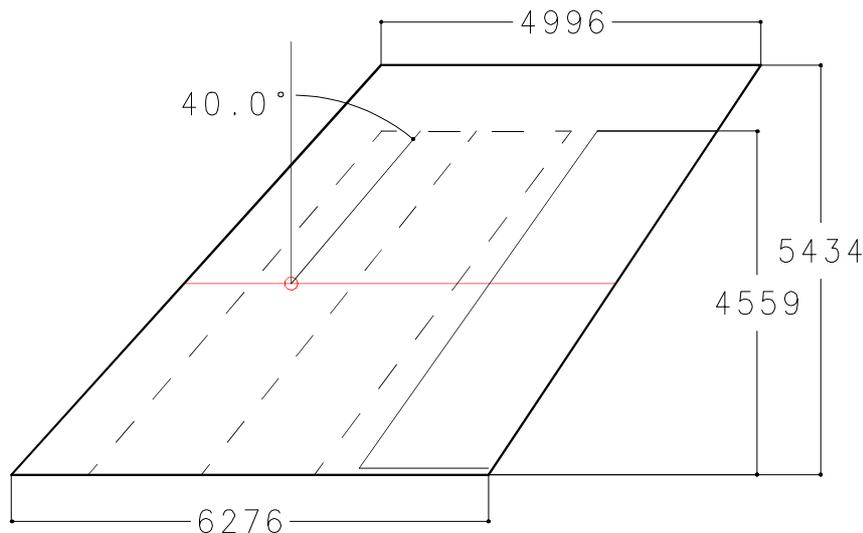


Abbildung 4-47 Seitenleitwerk

Bei einem Triebwerksschaden ist es möglich, dass Teile ausgeschleudert werden (Disk burst). Diese dürfen unter keinen Umständen das Flugzeug so beschädigen, dass ein Verlust der Maschine die Folge wäre. Für das Seitenleitwerk wurde daher eine Lösung erdacht, bei der ein zusätzlicher Holm in der Mitte des Leitwerkskastens eingebaut wird. Wird also ein Holm bei einem Triebwerksschaden zerstört, tragen die verbleibenden zwei die Lasten allein, die Maschine bleibt flugfähig und kann den nächsten Flughafen erreichen. Allerdings ergibt sich so ein Gewichtsachteil, der aber in Kauf genommen wird.

4.5 Triebwerksintegration

Folgende Dinge gilt es zu berücksichtigen:

- Austretende Teile bei Triebwerksschäden
- Abstand zur hinteren Tür (Bodenabfertigung und Evakuierung)
- Abstand zum Boden (Landung mit 5° Hängewinkel)
- Abstand zum Rumpf (Widerstand und Pylonmasse)
- Anbauwinkel (Schubvektor)

Für die Integration von Triebwerken gibt es Vorschriften bzgl. der Sicherheit bei Triebwerksschäden, die sowohl bei Montage am Flügel als auch am Heck gelten. Grundsätzlich muss sichergestellt sein, dass im Falle eines Schadens, bei dem sich Teile lösen (z.B. Disc Burst) und aus der Gondel austreten, diese das Flugzeug nicht so beschädigen dürfen, dass es zu einem Verlust der Maschine führen könnte. Die Zulassungsbehörden geben Hinweise zu den zu betrachtenden Fehlerfällen, gleichzeitig machen sie auch Vorschläge (keine Vorschriften), wie durch Anordnungen der Komponenten oder Konstruktionsweise darauf reagiert werden kann. Insbesondere die schnell rotierenden Teile wie Verdichter oder Turbine sind zu betrachten. Allgemeine Aussagen zu diesem Thema macht CS/FAR 25 im Kapitel 25.903 (1). Etwas detailliertere Angaben sind in CS E 810 und FAR 33.94 zu finden. Im Zusatzpapier AMC. 20.128A sind zu betrachtende Schäden in folgender Abbildung zusammengefasst:

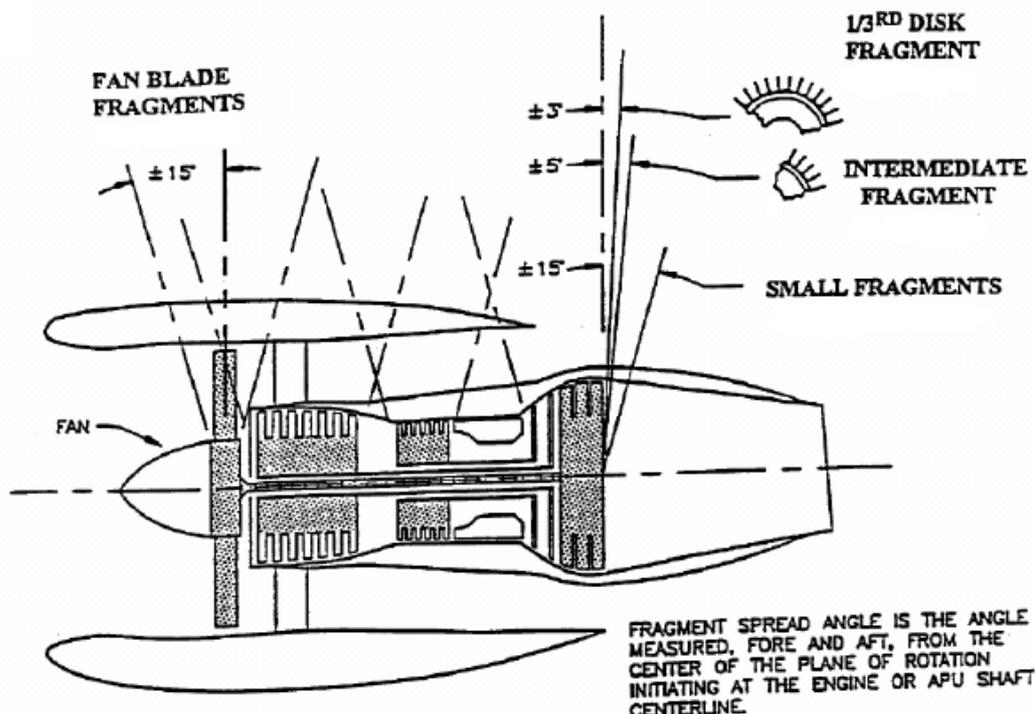


Abbildung 4-48 AMC 20.128A (S.4) zu Triebwerksschäden

Die in Abbildung 4-48 gezeigten Austrittswinkel sind bei der Positionierung der Hecktriebwerke berücksichtigt worden.

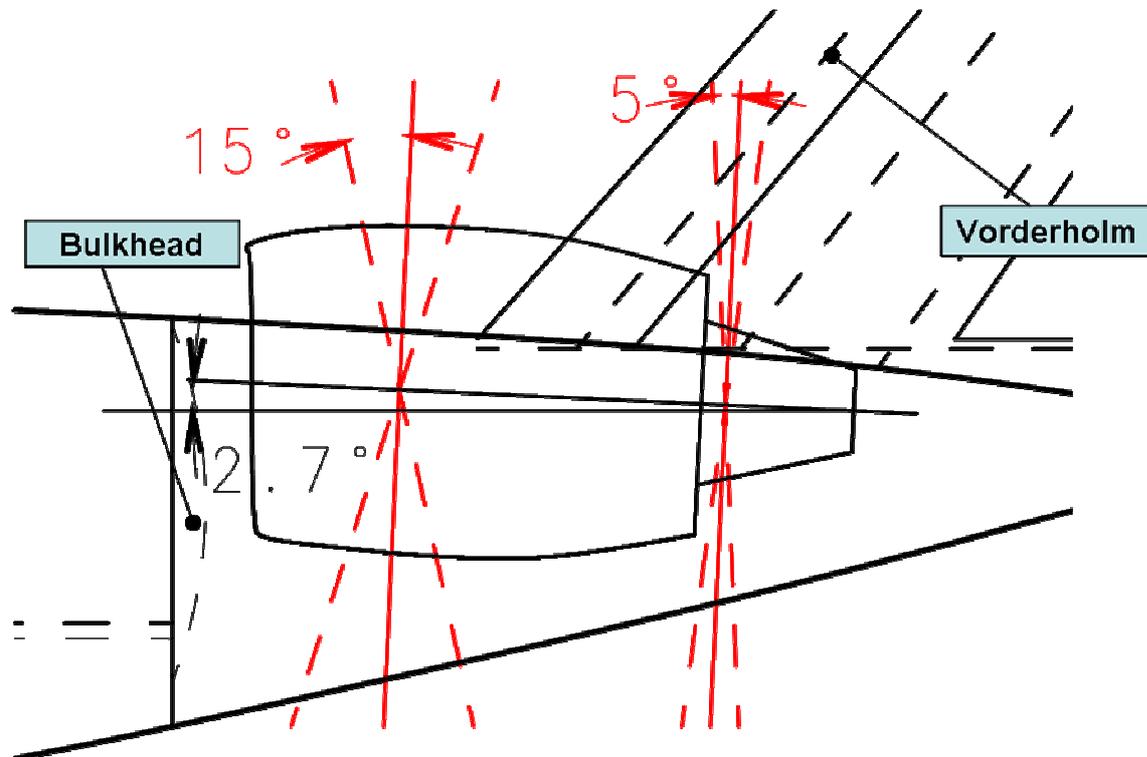


Abbildung 4-49 Triebwerksposition Seitenansicht

Abbildung 4-49 zeigt die Seitenansicht der Heckpartie mit dem Triebwerk und den für die Integration berücksichtigten Austrittswinkeln. Der vordere Bereich ist in dieser Ansicht unkritisch, das sehr wichtige Druckschott ist nicht gefährdet. Die Struktur des Seitenleitwerks ist jedoch durch mögliche Turbinenteile sehr wohl gefährdet. Es ist gut zu erkennen, dass der Vorderholm der Primärstruktur bei einem Schaden getroffen werden kann. Als Lösung wird der Mittelkasten des Seitenleitwerks redundant ausgelegt (siehe auch 4.4.2).

Der Anbauwinkel ist statistisch ermittelt worden (siehe unten).

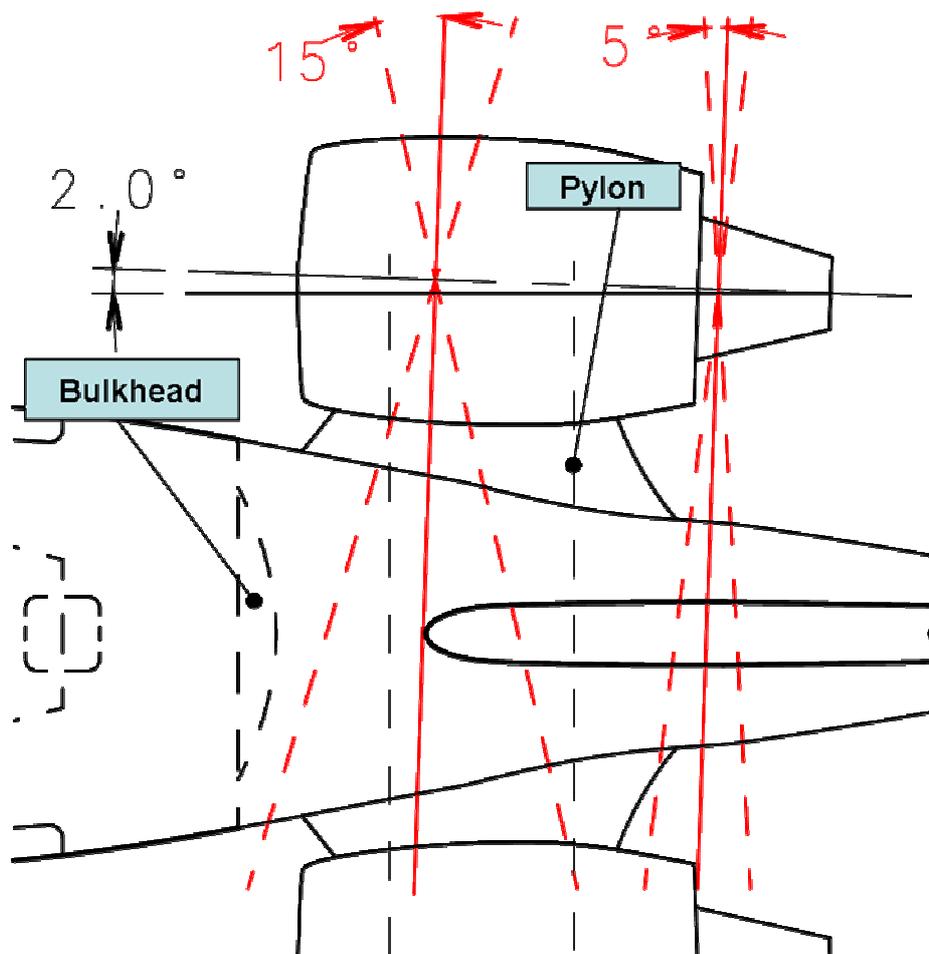


Abbildung 4-50 Triebwerksposition Draufsicht

Auch aus der Draufsicht ergeben sich keine gefährdeten Komponenten. Es darf angenommen werden, dass Triebwerksträger durch herumfliegende Teile nicht zerstört werden können. Der gezeigte Anbauwinkel entstammt auch hier einer statistischen Auswertung. Die Form der Pylone (hier nur schematisch dargestellt) ergibt sich aus einem Kompromiss aus niedriger Masse und geringem Widerstand. [TORENBEEK 82] schlägt einen Anstand zwischen der Mittellinie der Gondel und der lokalen Rumpfkantur von 75 ... 80 % des maximalen Rumpfdurchmessers als guten ersten Ansatz vor.

	Draufsicht [°]	Seitenansicht [°]
MD82	2	3,5
MD87	2	2
MD95	2	3
CRJ-900	2	3,5
Airbus Studie	-	1,5

Tabelle 4-18 Übersicht von Anbauwinkeln der Triebwerke

Für eine reibungslose Bodenabfertigung und eine sichere Evakuierung ist ein gewisser Abstand zwischen Triebwerk und hinterer Tür erforderlich. Die Abbildungen der nächsten Kapitel zeigen, dass dies gewährleistet ist. Der Abstand der Triebwerke zum Boden ergibt sich aus der Forderung nach einer möglichen Landung mit einem Hängewinkel von 5°. Mit Hilfe der 2D-Software CADAM wurde eine entsprechende Ebene geklappt, um diesen Winkel zu simulieren und um so sicherzustellen, dass das Triebwerk den Asphalt nicht berührt.

4.6 Gesamtkonfiguration

R200

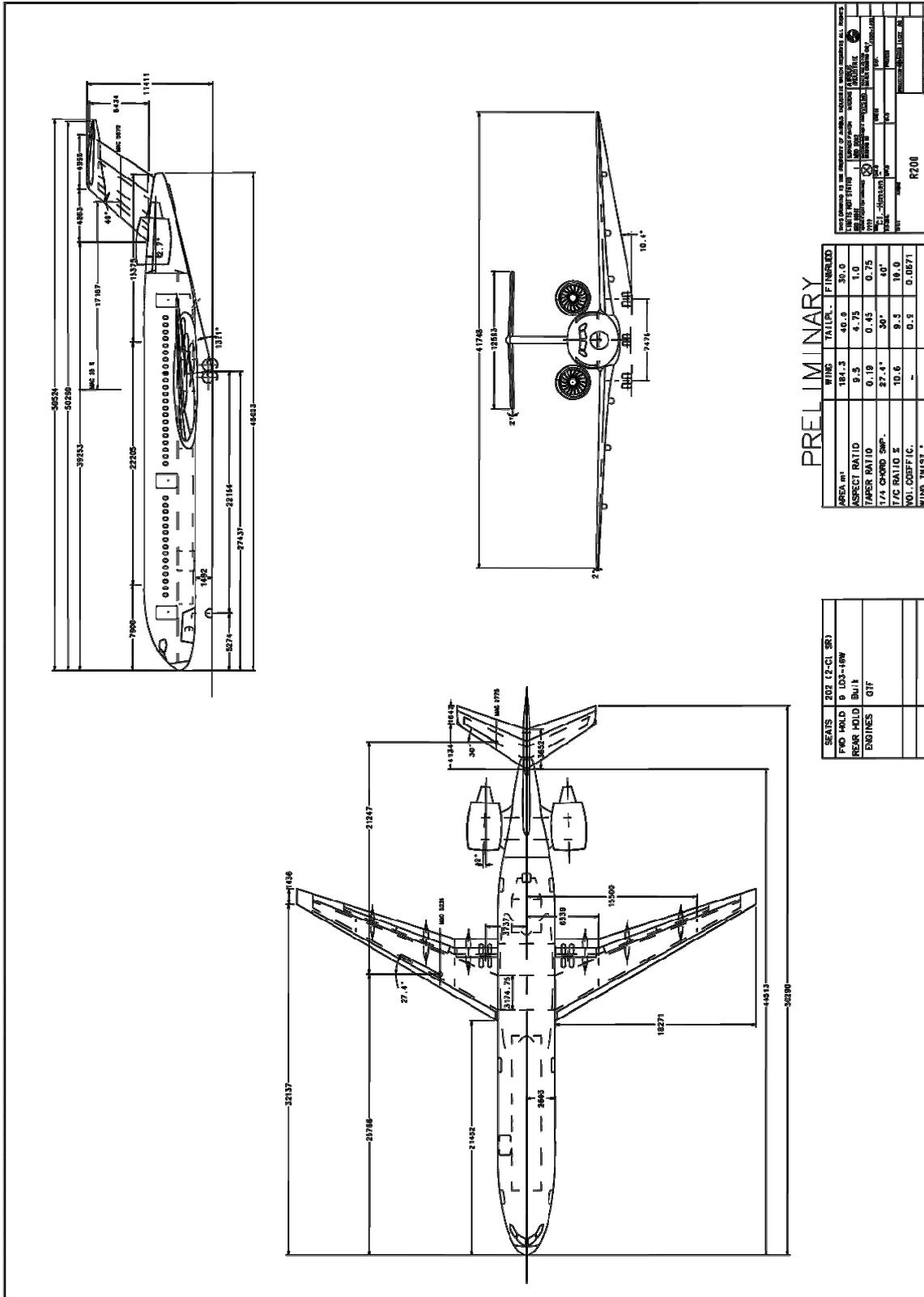


Abbildung 4-51 Dreiseitenansicht R200

R250

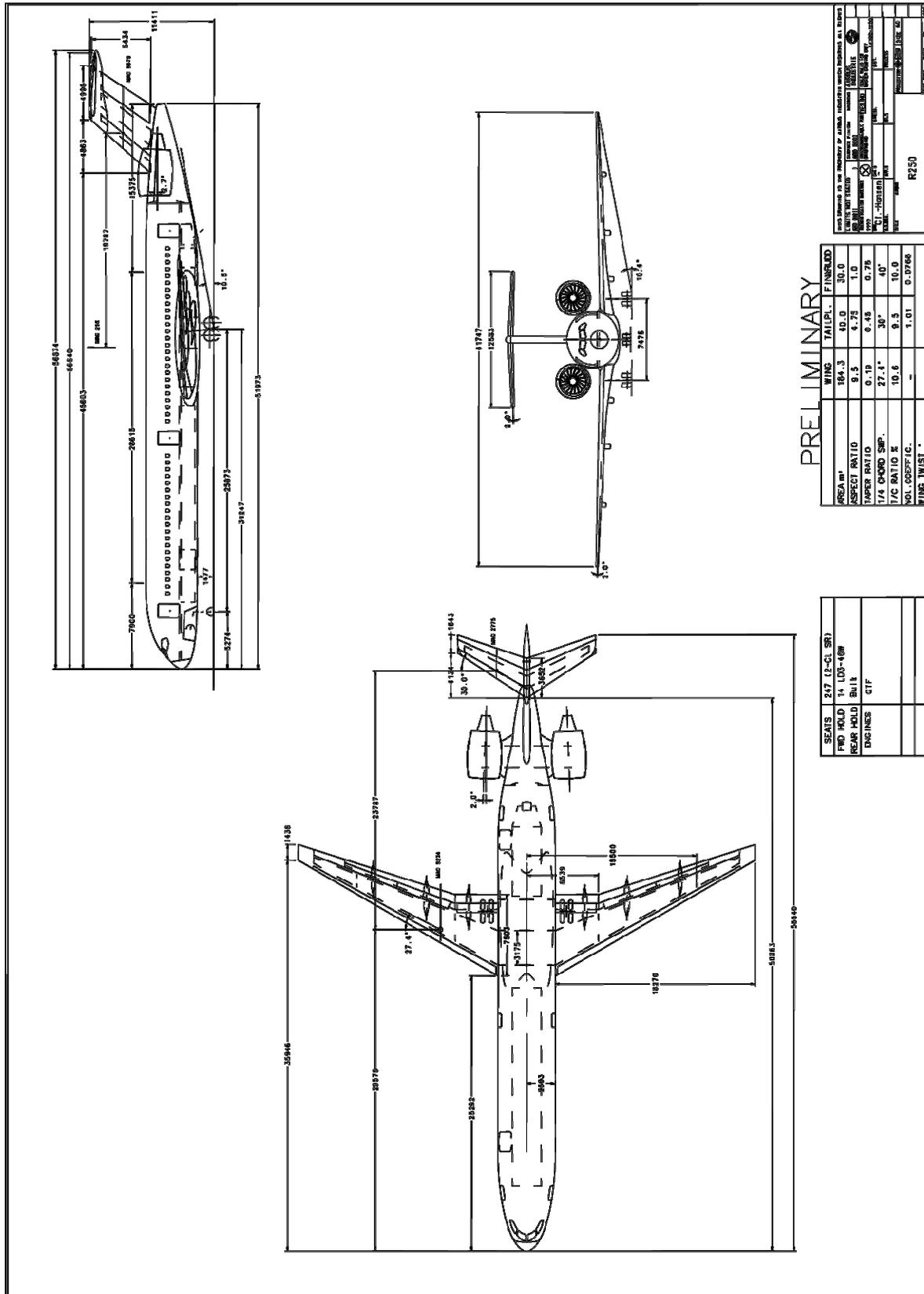


Abbildung 4-52 Dreiseitenansicht R250

PRELIMINARY

	WING	TAILPL.	FIN/BLVD
AREA, m ²	184.3	40.0	30.0
ASPECT RATIO	9.5	4.25	1.0
TAPER RATIO	0.19	0.48	0.79
1/4 CHORD SWP.	27.1°	30°	40°
1/2 CHORD SWP.	10.6°	9.5°	10.0°
MOL. COEFFIC.	-	1.01	0.9766
WING TWIST °	-	-	-

SEATS	247 (2-CL SR)
FRONT HOLD	14 LUGS-40W
REAR HOLD	RAIL
ENGINES	GTJ

DESIGNED BY	Ulf Clausen-Hansen
DESIGNED AT	HAW Hamburg
DATE	1988
SCALE	AS SHOWN
PROJECT NO.	R250
REV.	1
APPROVED BY	Ulf Clausen-Hansen
DATE	1988

4.7 Bodenabfertigung

Mit dem Konzept einer zentral angeordneten großen Typ A Tür sollen sich die Bodenabfertigungszeiten verringern. Die Airlines haben hieran ein großes Interesse, denn nur ein fliegender Flugzeug verdient Geld, steht es am Boden, so müssen indes Gebühren an die Flughafenbetreiber entrichtet werden. Es muss also bei der Konfiguration darauf geachtet werden, dass sich die Abfertigungsprozesse wenn möglich parallel bewältigen lassen. Restriktives Element ist in diesem Zusammenhang die Geometrie des Flugzeugs. Durch eine durchdachte Türanordnung und z.B. die Höhe der Flügelspitzen (Fahrzeuge sollen unter ihnen hindurch fahren können) lassen sich Probleme vermeiden. Folgende Prozesse müssen bei der Bodenabfertigung berücksichtigt werden:

- Ein- und Aussteigen der Passagiere (Stairway, Passanger Loading Bridge)
- Gepäck Be- und Entladung (Container Loader)
- Betankung
- Kabinenreinigung
- Lebensmittelversorgung (Catering Truck)
- Wasserversorgung und Wasserentsorgung (Water Truck, Lavatory Truck)
- Energieversorgung am Boden (Electrical Ground Power Unit)

Heute ist es üblich, dass die Passagiere auf der linken Seite des Flugzeugs ein- und aussteigen, während der Rest der Abfertigung auf der rechten Seite vollzogen wird. Eine Ausnahme machen die Versorgungs- und Entsorgungsfahrzeuge für Wasser, welche sich am Heck einfinden, und das Zugfahrzeug, das sich vorn am Bugrad einhackt, um die Maschine am Boden zu manövrieren. Laut [GRÜNDER 08] erfolgt auch die Betankung immer rechts. Einzig die Deutsche Lufthansa AG erhält seit Jahren alle Airbus Flugzeuge mit den Tankanschlüssen am linken Flügel, um das Gedränge auf der rechten Seite etwas zu entspannen. In dieser Arbeit wird jedoch wie gewohnt rechts aufgetankt.

R200

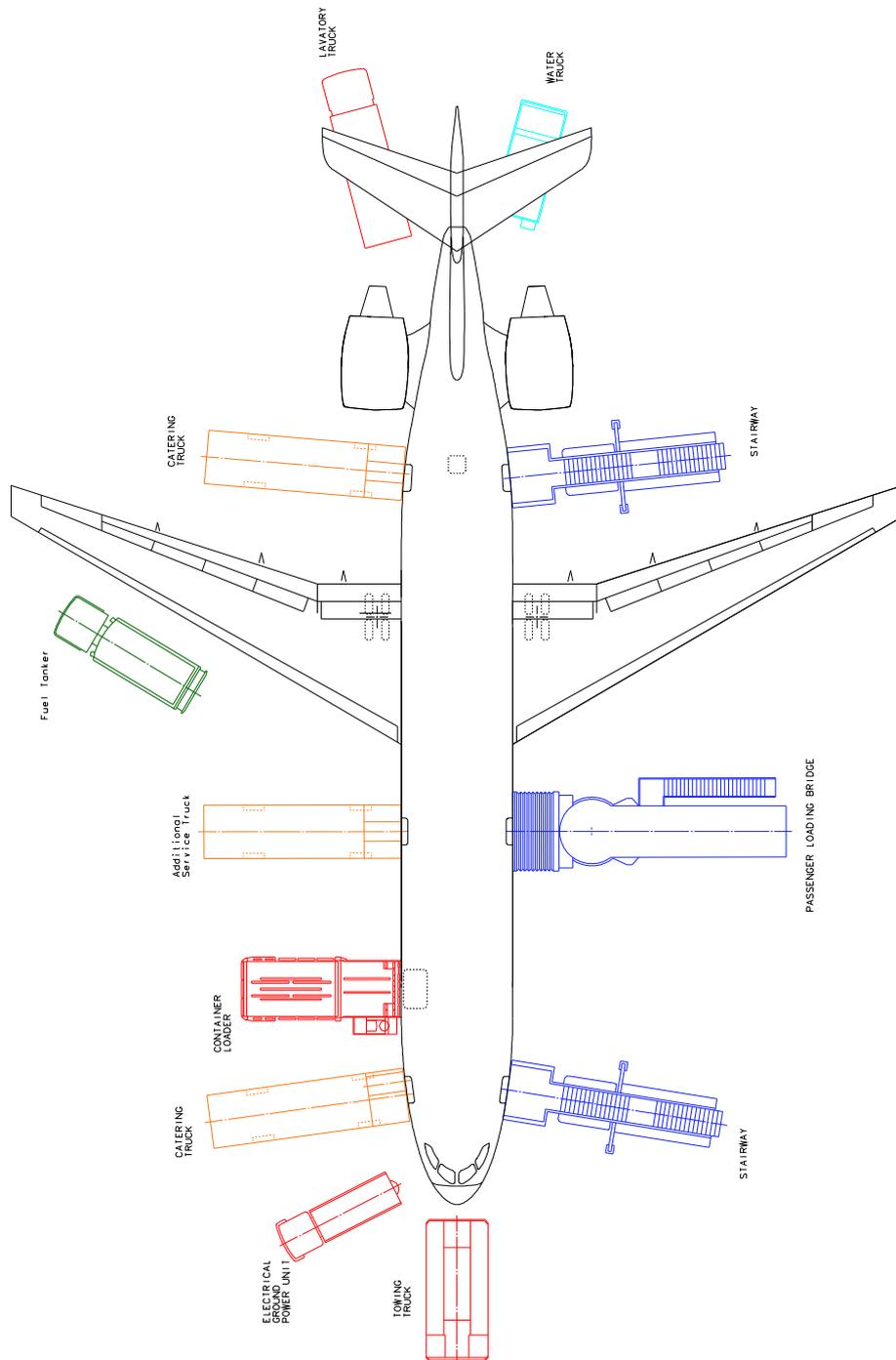


Abbildung 4-53 Bodenabfertigung R200

R250

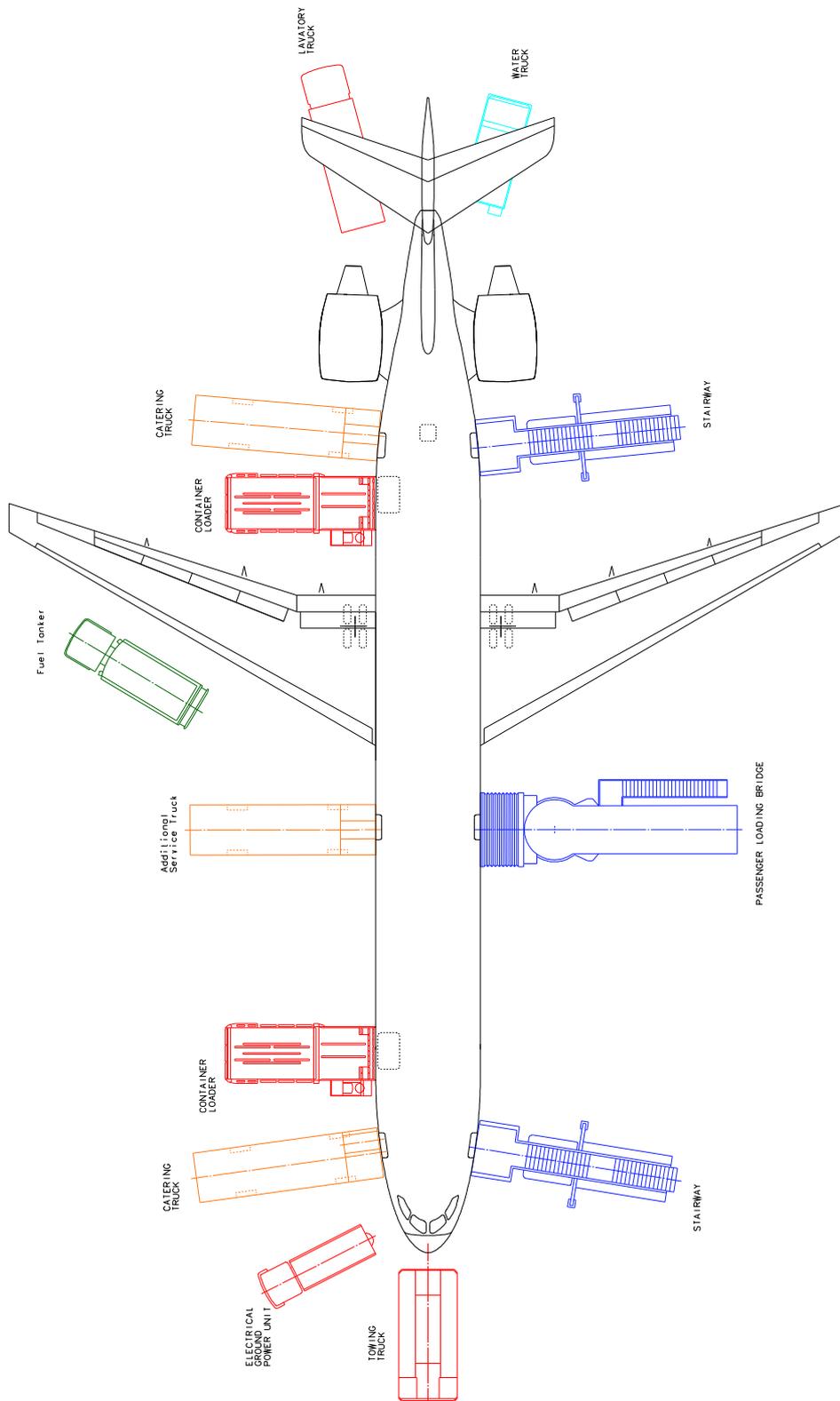


Abbildung 4-54 Bodenabfertigung R250

In der Regel sind bei den Bodenabfertigungsprozessen die kurzen Varianten diejenigen, bei denen Probleme auftreten können. Bei Betrachtung des kleinen Flugzeugs, der R200, erkennt man, dass durch den weit hinten sitzenden Flügel kein Platz für ein weiteres Fahrzeug ist, um dort mit einem Container Truck Fracht einzuladen. Selbst bei der R250 ist wenig Raum. Die Cargo Tür und die hintere Typ A Tür liegen eng beieinander, so müssen die Beschäftigten beim Manövrieren der Fahrzeuge sehr vorsichtig sein, um diese nicht zu beschädigen. Insgesamt zeigen sich aber sowohl das große als auch das kleine Flugzeug als unkritisch. Sämtliche verbauten Türen sind frei zugänglich, so können alle Prozeduren zeitgleich von statten gehen. Durch die Anordnung der Trolleys nahe an den Türen vorn und hinten ist außerdem sichergestellt, dass diese sich zügig verstauen lassen, ohne aufwändig durch die Gänge geschoben werden zu müssen.

4.8 Evakuierung

Die Zulassungsvorschriften JAR/ FAR 25.803 legen den genauen Rahmen für die Evakuierung eines Flugzeuges fest. Dabei gilt bei einer Reihe von Regeln eine Obergrenze von 90 Sekunden. Ein Nachweis erfolgt bereits im Vorfeld entweder über geeignete Modelle oder auf der Grundlage von Analogien zu bereits zugelassenen Flugzeugtypen. Im Rahmen des Flugzeugentwurfes wird durch Einhaltung der Regeln bzgl. der Türen schon ein großer Teil zum bestehen eines solchen Test beigetragen. Zusätzlich wird an dieser Stelle aufgezeigt, dass für die erforderlichen Notrutschen ausreichend Platz vorhanden ist. Flugzeuge in ähnlichen Größenordnungen, z.B. die Boeing 757, 767 oder der A300/310 haben alle diese Tests bestanden, so dass davon ausgegangen werden kann, dass auch bei den hiesigen Entwürfen keine Probleme entstehen. Die beiden folgenden Abbildungen zeigen, dass die Notrutschen genügend Raum haben und nicht mit Flügel oder Triebwerk kollidieren. Die Angabe der Kapazitätsgrenze gilt für Tüp A Türen.

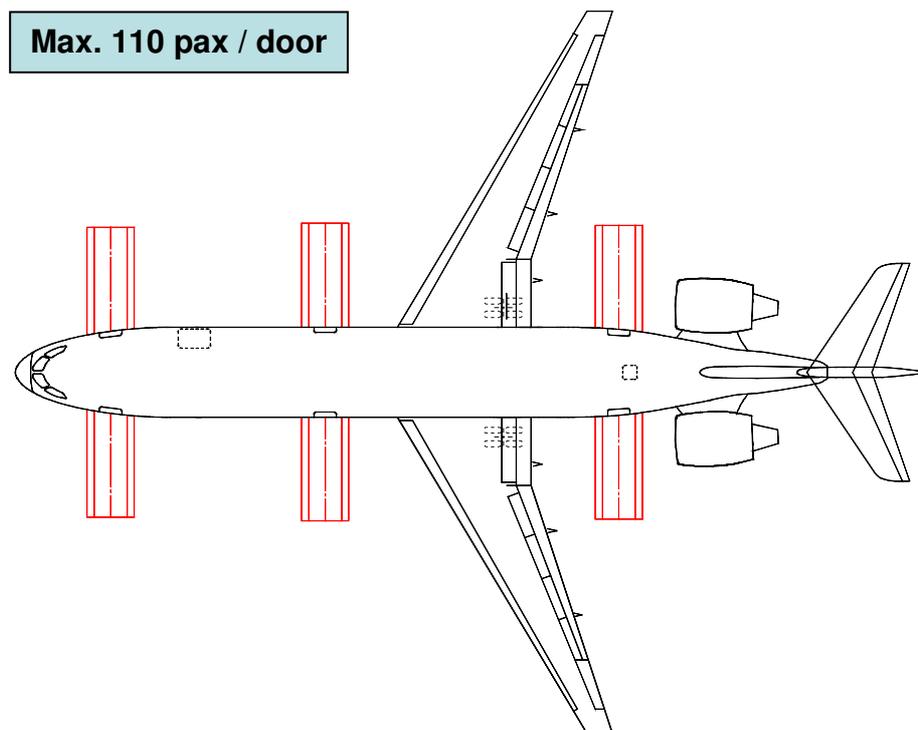


Abbildung 4-55 Evakuierung R200

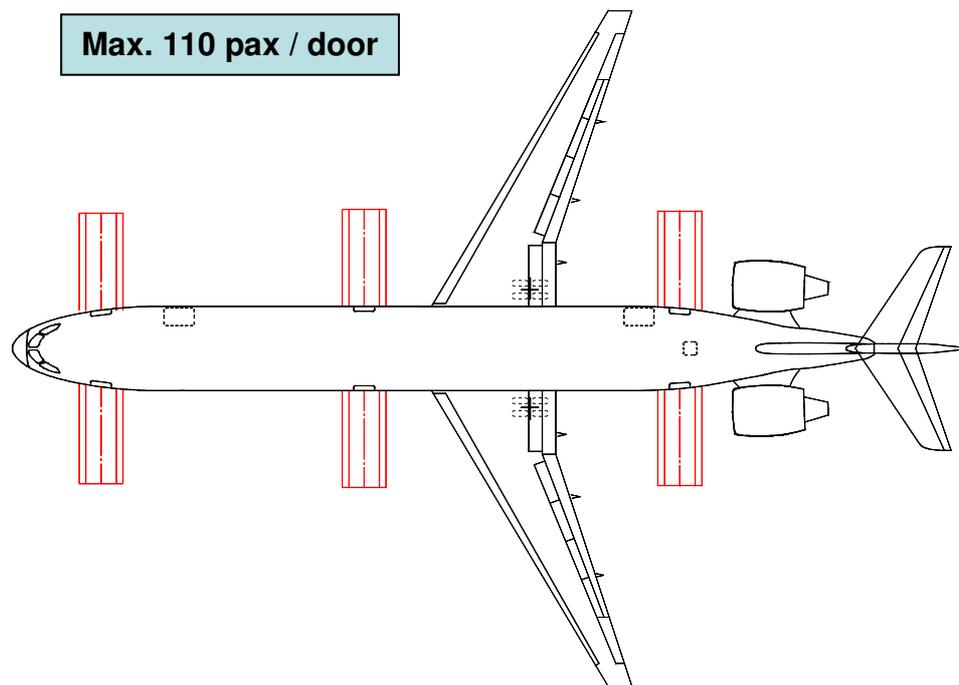


Abbildung 4-56 Evakuierung R250

Das gewählte Türkonzept zeigt sich durch die gleichmäßige Verteilung der Ausgänge vorteilhaft. Besonders positiv ist, dass kein Notausstieg oberhalb der Flügel vorhanden ist. So können alle Notrutschen geradlinige und kostengünstige Formen annehmen. Durch das kurze Fahrwerk werden zusätzlich kompakte und somit leicht bauende Rutschen erwartet. Eine Bestuhlung als 8 Abreast im großen Flugzeug bringt die Türen an ihre Kapazitätsgrenzen. 330 Passagiere sind gestattet. Dabei ist wichtig zu bedenken, dass nur die Hälfte der Türen gezählt werden darf. Es muss mit einem Ausfall einer kompletten Seite gerechnet werden.

5 Massenabschätzung

In dem nun folgenden Kapitel der Massenermittlung geht es um einen wesentlichen und wichtigen Bereich im Flugzeugentwurf. In der Praxis wird statt Masse auch der Begriff Gewicht verwendet. Auch wenn dies streng genommen nicht ganz korrekt ist, wird in dieser Arbeit ebenfalls darauf zurückgegriffen.

Das Ziel im Bau von Verkehrsflugzeugen ist es, die geforderte Mission mit den geforderten Flugleistungen bei minimaler Flugzeugmasse zu erreichen. Denn bei einer steigenden Masse steigt der notwendige Auftrieb und mit ihm der Widerstand, der Schubbedarf und am Ende der Kraftstoffverbrauch [SCHOLZ 99]. Steigende Kraftstoffpreise lassen eine besonders niedrige Betriebsleermasse immer wichtiger erscheinen. So sind die Hersteller bemüht ihre künftigen Modelle mit einem starken Fokus hierauf zu entwickeln. Eine Möglichkeit zur Gewichtsreduzierung ist neben modernen Produktionsmethoden, verbesserten Berechnungsmethoden und einer effizienteren Aerodynamik vor allen Dingen die Verwendung neuer Materialien. So steigt der Einsatz von modernen Verbundmaterialien kontinuierlich an. Während die A380 zu etwa 20% (Volumen) aus Kohlefaser (CFK) besteht, realisiert man bei der Boeing 787 schon Werte um die 50% (Volumen). Eine höhere spezifische Festigkeit und die Möglichkeit, beispielsweise Widerstandsmomente eines Bauteils auf die anliegende Belastung einstellen zu können, lassen CFK zu einem besonders leistungsfähigen Werkstoff werden. Auch künftige Airbus Modelle werden nach aktuellem Stand einen deutlich erhöhten Anteil dieses Materials in sich tragen. Im sehr frühen Entwicklungsstadium eines Flugzeugs, wie hier im Vorentwurf, müssen diese neuen Technologien berücksichtigt werden. Die Massenvorabschätzung verläuft oft so, dass ein bestehendes Muster gewählt wird, das dem künftigen in der Konfiguration ähnlich ist und von dem man genügend Daten zur Verfügung hat. Mit Hilfe empirischer Verfahren, beispielsweise einer Skalierung, wird dann die Masse abgeschätzt. Dabei wird das Flugzeug in verschiedene Bereiche aufgeteilt, bei Airbus unterscheidet man dabei nach „Chaptern“ und/oder Sektionen. Zumeist ist der Technologiestand des Referenzflugzeugs älter, so dass eine Einwebung der modernen Technologien wie neue Materialien über Technologiefaktoren geschieht, die von der dafür zuständigen Abteilung im Konzern geliefert werden. Dies gilt sowohl für die Masse des Flugzeugs als auch für die Aerodynamik. Optimalerweise wählt man als Referenzflugzeug ein bestehendes, also sich im Dienst befindliches Flugzeug, da hierfür die zuverlässigsten und genauesten Gewichtsangaben vorliegen. Da sich im aktuellen Produktportfolio von Airbus aber kein vergleichbares heckgetriebenes Modell befindet, wird hier etwas anders vorgegangen. Als Referenz dienen die A320, A330 und zwei Studien des Unternehmens, wobei es sich ebenfalls um heckgetriebene Flugzeuge mit „Entry Into Service“ (EIS) 2018 handelt. So haben diese den gleichen Technologiestand und ein Faktor muss dort nicht berücksichtigt werden. Trotz Vertraulichkeit dieser Arbeit, können die einzelnen Ausgangsgewichte der Referenzen nicht genannt werden. Es werden immer die nach dem Iterationsprozess konvergierten Endgewichte gezeigt.

5.1 Flügelmasse

Für die Bestimmung der Flügelmasse wurde als Referenz ein Tragwerk der A330 herangezogen. Die Skalierung erfolgte dabei über geometrische und physikalische Parameter. Der wesentliche Unterschied besteht darin, dass bei der A330 die Triebwerke unter dem Flügel sind und nicht am Heck. Diese Tatsache wurde in den Berechnungen berücksichtigt. Das Verfahren wurde zunächst am Flügel der A330 geeicht, um sicherzustellen, dass der zu erwartende Fehler gering bleibt. Nachdem sehr gute Übereinstimmungen festgestellt wurden, ist die Methodik noch am Flügel der A320 getestet worden. Die Differenz zum tatsächlichen Flügel war mit weniger als 1% ebenfalls erstaunlich gering.

An dieser Stelle werden die physikalischen Hintergründe der Flügellasten und die Methode näher beleuchtet. Im Wesentlichen basiert letztere auf der Theorie des einfachen Kragbalkens.

Der Flügel wird in Primär- und Sekundärstruktur unterteilt. Wesentliches Element der Primärstruktur bildet dabei der Biegetorsionskasten mitsamt seinen Rippen, Holmen, Stringern und Hautfeldern. Alle nicht tragenden und die beweglichen Teile wie Klappen, Ruder und Verkleidungselemente zählen zur Sekundärstruktur. Die Belastung wird in vier Bereiche untergliedert:

- Eigengewicht des Flügels (Linienlast)
- Triebwerksgewicht (Punktlast) → hier = **0 kg!**
- Kraftstoffgewicht (Linienlast)
- Auftrieb(Linienlast, Verlauf: Triangular)

Während des Fluges wirken Kraftstoff und Triebwerke entlastend, da nun jedoch die Antriebe entfallen, kann dies ein Gewichtsdefizit nach sich ziehen. Für die Bestimmung der Schnittkräfte und Schnittmomente wird der Flügel in 24 Stützstellen unterteilt, um dann an diesen Positionen die Flügeltiefe, die Boxtiefe, Pfeilung und die relative Dicke als Eingabeparameter zu erhalten. Markante Stellen wie der Kink und Tankgrenzen sollten dabei eine Stützstelle erhalten um Sprünge in den Lasten berücksichtigen zu können.

Für die maximale Schubspannung in den Holmen gilt daher folgender Zusammenhang [SEIBEL 05]:

$$\tau_{\max} = \frac{Q \cdot S_{\max}}{I(y) \cdot t} = \frac{Q}{h} \quad (5.1)$$

Formelzeichen:

- Q : lokale Querkraft
 S_{\max} : Maximales Statisches Moment des Holmes
 $I(y)$: Flächenträgheitsmoment des Holmes
 t : Holmbreite
 h : Holmhöhe / Höhe des Flügelkastens

Durch Umstellung von Gleichung (5.1) erhält man die Querkräfte. Diese werden sowohl für den neuen als auch für den alten (A330) Flügel berechnet. Über die Differenz werden die Gewichte dann skaliert. Das gleiche Vorgehen findet beim Skalieren für Haut und Stringer statt. Hierfür wurden die Beplankungskräfte ermittelt und aufintegriert. Für den Fall, dass $h \ll t$ gilt dann:

$$F_{Stringer,Haut} = \frac{M_i}{2 \cdot \left(\frac{h}{2}\right)^2} \cdot \frac{h}{2} = \frac{M_i}{h} \quad (5.2)$$

Formelzeichen:

- $F_{Stringer,Haut}$: Kraft im Stringer und in der Haut
 M_i : lokales Moment
 h : Holmhöhe

Hier erfolgen nach der Lastermittlung in den einzelnen Elementen des Referenzflügels eine Aufsummierung der lokalen Momente und anschließend die Skalierung von Haut und Stringer. Diese sind überwiegend durch Zug und Druck belastet. Die Sekundärstruktur wird über Parameter skaliert, die sich aus der Erfahrung des Unternehmens ergeben haben. Folgende Tabelle gibt Aufschluss über die Zusammenhänge.

Strukturelement	Skalierungsparameter
Primärstruktur	
Außenflügel Stringer, Haut Holme Rippen Fahrwerksverstärkung Tankdichtung, Farbe etc.	Gurtkräfte entlang der Spannweite Integral der Lastverteilung über die Länge Volumen des Außenflügelkastens MTOW und Verhältnis der Reifenzahlen Flügelfläche
Rumpfmittelkasten Stringer, Haut Holme Fahrwerksverstärkung Tankdichtung, Farbe etc.	Gurtkräfte entlang der Spannweite Massenänderung von Haut und Stringer MTOW Flügelfläche
Sekundärstruktur	
Bewegliche Komponenten	Flächengewichte der Komponenten
Feststehende Komponenten	Flächengewichte der Komponenten

Tabelle 5-1 Skalierung der Flügelemente

Der Flügel wird in seiner Geometrie für beide Flugzeuge der zu entwerfenden Familie identisch ausgeführt. Es erfolgt jedoch eine Anpassung der Wandstärken, wobei in der Regel die Primärstruktur geändert wird. Als dimensionierende Masse gelten MTOW und MZFW (Maximum Zero Fuel Weight). Hierbei handelt es sich um die maximal zulässige Masse, die ein Flugzeug hat, wenn es mit höchster Zuladung fliegt und nur ein Minimum an Kraftstoff mit sich führt. Da die Rumpfmasse näherungsweise konstant bleibt, die Massenentlastung am Flügel aber nur noch sehr gering ist, erfährt dieser hierbei häufig die größte Belastung.

Die erklärten Zusammenhänge der Flügelmassenermittlung bilden die Grundlage eines Excel Arbeitsblattes, mit dem dann die Werte ermittelt wurden.

Strukturelement	Masse der Komponente [kg]	
	R200	R250
Primärstruktur		
Außenflügel		
Stringer, Haut	4380	4630
Holme	867	1000
Rippen	678	753
Fahrwerksverstärkung	655	735
Tankdichtung, Farbe etc.	97	97
Innenflügel		
Stringer, Haut	1193	1349
Holme	258	323
Rippen	400	502
Rumpf/Flügel Anbindung	185	212
Tankdichtung, Farbe etc.	54	54
Sekundärstruktur		
Bewegliche Komponenten	2650	2883
Feststehende Komponenten	600	615
Gesamtmasse (1990 Technologie)	12017	13253
Gesamtmasse (Technologieeinwebung -17%)	9974	11000

Tabelle 5-2 Masse der Flügelkomponenten R200

Tabelle 5-2 zeigt die Ergebnisse der Massenermittlung der einzelnen Komponenten und als Summe die Gesamtmasse der Tragwerke. Die Verringerung der Masse zum Jahr 2018 (Wert entstammt [VOLLERS 05]). ist beträchtlich. Erreicht wird dies zum überwiegenden Teil durch den Einsatz von Kohlefaser Verbundmaterialien, ein geringerer Anteil fällt der dreieckigen Auftriebsverteilung zu. Dargestellt sind die Flügelgewichte nach Abschluss der Iteration.

5.2 Leitwerksmassen

Die Massen des Höhenleitwerks und des Seitenleitwerks wurden aus den Flächengewichten einer Airbus Studie ermittelt. Dabei handelt es sich ebenfalls um ein T-Leitwerk gleichen Technologiestandards. Diese Vorgehensweise hat sich bewährt und liefert ein für dieses Entwicklungsstadium sehr gutes Ergebnis. In den Ergebnissen sind die Massen der Ruder bereits enthalten.

$$\text{Flächengewicht} = \frac{\text{Leitwerksmasse}}{\text{Leitwerksfläche}}$$

5.2.1 Höhenleitwerksmasse

Das Höhenleitwerk wird von der R200 und R250 gleichermaßen verwendet und in seiner Struktur nicht angepasst. Das Flächengewicht beträgt:

$$\frac{m_{HLW}}{S_{HLW}} = 22,48 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

Daraus ergibt sich eine Höhenleitwerksmasse von:

$$m_{HLW} = 900 \text{ kg}$$

5.2.2 Seitenleitwerksmasse

Auch das Seitenleitwerk wird unverändert zum Einsatz kommen. Aufgrund der drei-holmigen Bauweise liegt das Flächengewicht etwas oberhalb des Höhenleitwerks.

$$\frac{m_{SLW}}{S_{SLW}} = 29,1 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

$$m_{SLW} = 903 \text{ kg}$$

Die Flächengewichte der Leitwerke enthalten bereits die Technologien für das Jahr 2018. Die Massen der Leitwerke entsprechen den Werten nach Abschluss der Iteration.

5.3 Fahrwerksmasse

Die Fahrwerksmasse wurde mithilfe eines Excel Arbeitsblattes ermittelt. Das Arbeitsblatt skaliert linear die Fahrwerksmassen in Referenz zur A320. Dabei verlangt es nach den geometrischen Abmessungen und den Reifengrößen. Mit der Realisierung eines Flügels aus Kohlefaser ist ein Fahrwerk nach der üblichen Airbusphilosophie nicht einsetzbar und es soll eine Boeingvariante zum Einsatz kommen. Mit dem Wissen, dass sich die verschiedenen Fahrwerke in ihren Massen kaum unterscheiden, ist die A320 als Referenz gut vertretbar. Das Arbeitsblatt enthält bereits Technologieverbesserungen. Dargestellt sind die konvergierten Endgewichte nach Abschluss der Iterationen.

Input Data		R200	R250
Weights			
MTOW	[kg]	98100	112000
MLW	[kg]	88662	101458
MLG			
Extended MLG Length	[mm]	2854	2854
MLG Track	[mm]	950	950
Bogie Length	[mm]	1143	1143
Number of MLG tyres	-	8	8
MLG Tyre Diameter	[m]	1,016	1,016
MLG Tyre Width	[m]	0,368	0,368
MLG Wheel Diameter	[in]	19	19
NLG			
Extended NLG Length	[m]	2037	2037
Number of NLG tyres	-	2	2
NLG Tyre Diameter	[m]	0,787	0,787
NLG Tyre Width	[m]	0,33	0,33
NLG Wheel Diameter	[in]	16	16
MLG TOTAL	[kg]	2271	2392
NLG TOTAL	[kg]	337	363
MLG & NLG (Ch15) TOTAL	[kg]	2609	2755

Tabelle 5-3 Arbeitsblatt mit Fahrwerksmassen

5.4 Masse der Pylons

Die Masse der Pylons (Triebwerksträger) ist in Zusammenarbeit mit der für Massenermittlung zuständigen Abteilung bestimmt worden. Zuverlässige Vorhersagen mit Hilfe der Literatur sind bei Hecktriebwerken nicht möglich. Die Sensitivitäten sind das Gewicht der Triebwerke, die Schubklasse, der Abstand zum Rumpf und der Winkel zur Hochachse (Vorderansicht) des Flugzeuges.

$$m_{Pylons} = 1570 \text{ kg}$$

5.5 Masse der Triebwerke und Triebwerkssysteme

Der Hersteller des geplanten Turbofan Triebwerks mit Getriebe, Pratt & Whitney, liefert die Daten für ein Basistriebwerk und die Skalierungsregeln für Schub, Geometrie und Masse der Antriebe. Die Masse verhält sich dabei proportional zum Schub. Der benötigte Schub wurde bereits in Kapitel 3.2.3 bestimmt. Das Basistriebwerk hat folgende Daten:

$$m_{\text{Basistriebwerk}} = 3333 \text{ kg}$$

$$T_{\text{Basistriebwerk}} = 28400 \text{ lbf} = 126,2 \text{ kN}$$

Mit $m \approx T$ und dem ermittelten erforderlichen Startschub von ergibt sich demnach:

$$m_{\text{Engine}} = 4663 \text{ kg / Engine}$$

Folgende Systeme werden zur Gruppe der Triebwerke hinzugezählt:

Chapter	Chaptertitel	Skalierungsparameter
CH20	Equipped Engines (Installierte Triebwerke)	Schub (siehe oben)
CH21	Bleed air system (Zapfluftsystem)	-
CH22	Engine control (Triebwerkssteuerung)	Fix
CH25	Fuel system (Kraftstoffsystem)	Flügelspannweite
Total	Power units	9809 kg

Tabelle 5-4 Skalierungsparameter für Triebwerkssysteme

Als Referenz für die zugehörigen Systeme wurde eine Airbus Studie mit Hecktriebwerken herangezogen. Der ermittelte Wert gilt sowohl für das große als auch das kleine Flugzeug. Grund sind der gleiche Flügel und die Verwendung der gleichen Triebwerke. Die dargestellten Ergebnisse sind wiederum die Massen nach Abschluss der Iteration, d.h. nach Feststellung des tatsächlichen Schubbedarfs.

5.6 Rumpfmasse

5.6.1 Rumpfstrukturmasse

Die Strukturmassen werden über zwei verschiedene Varianten bestimmt. Zuerst erfolgt eine Abschätzung nach [TORENBEEK 88]. Darin heißt es:)

$$m_F = 0,23 \cdot \sqrt{v_D \cdot \frac{l_h}{w_F + h_F}} \cdot S_F^{1,2} \quad (5.3)$$

Mit:

m_F	Rumpfmasse [kg]
v_D	Sturzfluggeschwindigkeit als Funktion der wahren Fluggeschwindigkeit [m/s]
l_h	Hebelarm Höhenleitwerk [m]
w_F	Rumpfbreite [m]
h_F	Rumpfhöhe [m]
S_F	Benetzte Rumpfoberfläche [m ²]

Folgende Massenadjustierungen müssen vorgenommen werden:

+ 8%	für eine Druckkabine
+ 4%	für Triebwerke am Heck
+ 7%	für ein Rumpffahrwerk
- 4%	wenn der Rumpf keinen Fahrwerksschacht hat
+ 10%	für ein Frachtflugzeug

Um Technologiefortschritte zu berücksichtigen, wurde die Methode an einer Airbus Studie mit EIS 2018 geeicht. Es gilt zu berücksichtigen, dass diese Studie ein Rumpffahrwerk besitzt. Die Ergebnisse der Rumpfmassen nach der Torenbeek Methode zeigt die untere Tabelle.

	R200	R250
v_D [m/s]	238	238
l_h [m]	21,8	24,7
w_F [m]	5,2	5,2
h_F [m]	4,7	4,7
S_F [m ²]	607	706
m_F [kg] nach Torenbeek	13243	16758
m_F [kg] Technologie 2018	11085	14028
m_F [kg] ohne Rumpffahrwerk	10752	13607

Tabelle 5-5 Rumpfgewichte nach Methode von [TORENBEEK 88]

Die Strukturmasse des Rumpfes macht einen großen Teil der Flugzeuggesamtstruktur aus. Deshalb wird in einem weiteren Verfahren der Rumpf nach Airbusmethode in Teile zerlegt und die Gewichte der Elemente über verschiedene Parameter skaliert. Folgende Tabelle gibt eine Auflistung der Komponenten mit ihren Skalierungsparametern. Alle Parameter sind durch eigene Überlegungen aus der Logik heraus entstanden.

Komponente	Skalierungsparameter
Skin Panels (Hautfelder)	Rumpfoberfläche
Frames (Spante)	Rumpfoberfläche
Bulkheads (Druckschotts)	Rumpfquerschnitt
Doors (Türen)	Anzahl
Windows (Fenster)	Anzahl
Opening Frames (Vertärkungen für Öffnungen)	Anzahl
Cabin Floor (Kabinenboden)	Flächenverhältnis
Cargo Floor (Frachtraumboden)	Flächenverhältnis
Special Structure (Spezialstrukturen)	MTOW
Fairing and Fillets (Verkleidung und Dichtungen)	Rumpfoberfläche
Paint (Farbe)	Rumpfoberfläche

Tabelle 5-6 Skalierungsparameter zur Bestimmung der Strukturmasse des Rumpfes

Anhand der Hautfelder soll die Vorgehensweise erläutert werden. Als Referenz dient erneut die Airbus Studie.

Es gilt:

$$\frac{\text{Rumpfoberfläche}_{R200}}{\text{Rumpfoberfläche}_{Studie}} = \frac{\text{Masse}_{Hautfelder}_{R200}}{\text{Masse}_{Hautfelder}_{Studie}} \quad (5.4)$$

Für die R250 müssen entsprechend andere Werte eingesetzt werden. Tabelle 5-7 zeigt die Rumpfstrukturmassen nach Abschluss der Iteration.

	Rumpfmasse [kg] R200	Rumpfmasse [kg] R250
Total	12036	13836

Tabelle 5-7 Komponentenmassen des Rumpfes

Vergleicht man die Ergebnisse der Berechnung nach [TORENBEEK 88] mit den Werten aus der Airbusmethode, stellt man eine große Differenz beim R200 fest. Bedenkt man den Schneeballeffekt bei Massenänderungen, ist hier höchste Vorsicht geboten. Es wird deutlich, dass die Näherungsgleichungen aus der Literatur nicht in jedem Fall den Ansprüchen genügen. Es darf davon ausgegangen werden, dass die Werte aus der Skalierungsmethode eine höhere Genauigkeit aufweisen, so dass mit ihnen im weiteren Verlauf gearbeitet wird.

5.6.2 Masse der Systeme

Die Masse der Systeme wurde wie im voran gegangenen Kapitel über eine Skalierungsmethode ermittelt. Als Referenz dient hierfür die A320. Laut Technologieabteilung sind keine nennenswerten Verbesserungen hinsichtlich der Massen zu erwarten. Das Gewichtsbuch der A320 liefert sehr zuverlässige Daten für die Systemgewichte, so dass die Qualität der Ergebnisse lediglich von den Skalierungsparametern abhängt. Diese entstammen wiederum eigenen Überlegungen. Die Systemgewichte von CH41 und CH42 sind nicht in Referenz zur A320 skaliert worden. Hier muss der zapfluftlosen Energiegewinnung Rechnung getragen werden, so entstammen die zu erwartenden Massen in Referenz zu Airbus internen Untersuchungen.

Chapter	Chaper Titel	Skalierungsparameter
CH30	APU	Anzahl Passagiere
CH31	Hydraulic Generation	Flügelspannweite
CH32	Hydraulic Distribution	MTOW x Flügelspannweite x Rumpflänge
CH33	Air Conditioning	Anzahl Passagiere x Wurzel aus Rumpfumfang
CH34	De-Icing	Flügelspannweite
CH35	Fire Protection	Anzahl Triebwerke x Kabinenlänge
CH36	Flight Controls	Wurzel aus Summe Flächen der Querruder, SLW, HTW, Flaps, Slats, Spoiler
CH37	Instruments	Fix
CH38	Automatic Flight System	Fix
CH39	Navigation	Fix
CH40	Communication	Wurzel aus der Anzahl der Passagiere
CH41	Electric Generation	Wurzel aus der Anzahl der Passagiere
CH42	Electric Distribution	Wurzel aus der Anzahl der Passagiere

Tabelle 5-8 Skalierungsparameter zur Ermittlung der Systemmassen

Die Skalierungsparameter, in denen eine Wurzel enthalten ist, erklären sich folgendermaßen: Die gewählten Einflussgrößen wurden getestet, in dem versucht wurde, Systemgewichte von der A320 auf die A330 zu skalieren. Es stellte sich heraus, dass der Einfluss beispielsweise der Passagiere bei einigen Systemgewichten als zu groß eingeschätzt wurde. Daher ist versucht worden, den Skalierungsfaktor durch das Ziehen der Wurzel zu verringern. Dem Autor ist an dieser Stelle bewusst, dass diese Vorgehensweise physikalisch und mathematisch nicht korrekt ist, jedoch konnten auf diese Weise gute Ergebnisse erzielt werden. Die Ergebnisse nach Abschluss der Iteration sind in Tabelle 5-9 dargestellt.

	Masse der System R200 [kg]	Masse der Systeme R250 [kg]
Total	6960	7753

Tabelle 5-9 Massen der Systeme

5.6.3 Herstellerausrüstung für den Passagierbetrieb

Als Referenzflugzeug wurde die A320 gewählt. Zur Herstellerausrüstung gehören Innenverkleidungen und Isolierung der Kabine, Fußbodenauslegware (z.B. Teppich), das Frachtraumladesystem, Gepäckfächer und einige andere Systeme.

Chapter	Chapter / SubChapter Titel	Skalierungsparameter
CH50	Furnishings (Ausstattung)	
	Trim and Insulation Panels (Isolierung)	Rumpfoberfläche
	Floor Covering (Bodenbedeckung)	Fläche Kabinenboden
	Crew and C/A Seats (Sitze für Personal)	Anzahl Passagiere
	Partition / Doors (Trennwände / Türen)	Kabinenlänge
	Toilets (Toiletten)	Anzahl Toiletten
	Overhead Stowage (Gepäckfächer)	Kabinenlänge x 4/3
	Cargo Furneshings (Frachtraumsystem)	Frachtraumlänge
CH51-53	div.	Anzahl Passagiere

Tabelle 5-10 Skalierungsparameter Furnihings

Ein Hinweis zur Skalierung der Gepäckfächer: Da das Referenzflugzeug ein Single Aisle Modell ist, hat dieses nur zwei Gepäckfachreihen, im Gegensatz zu den Entwürfen mit je drei Reihen. Für die Bestimmung der Masse wurde davon ausgegangen, dass die mittlere Gepäckfachreihe das gleiche Volumen aufweist und somit die gleiche Masse besitzt wie die äußeren.

Für Chapter 50-53 ist durch neue Technologien eine Verringerung der Massen um 12,6% zum Jahr 2018 zu berücksichtigen.

	Masse [kg] R200	Masse [kg] R250
Total	4120	4929
Total mit Technologieeinwebung -12,6%	3601	4308

Tabelle 5-11 Masse Furnishings

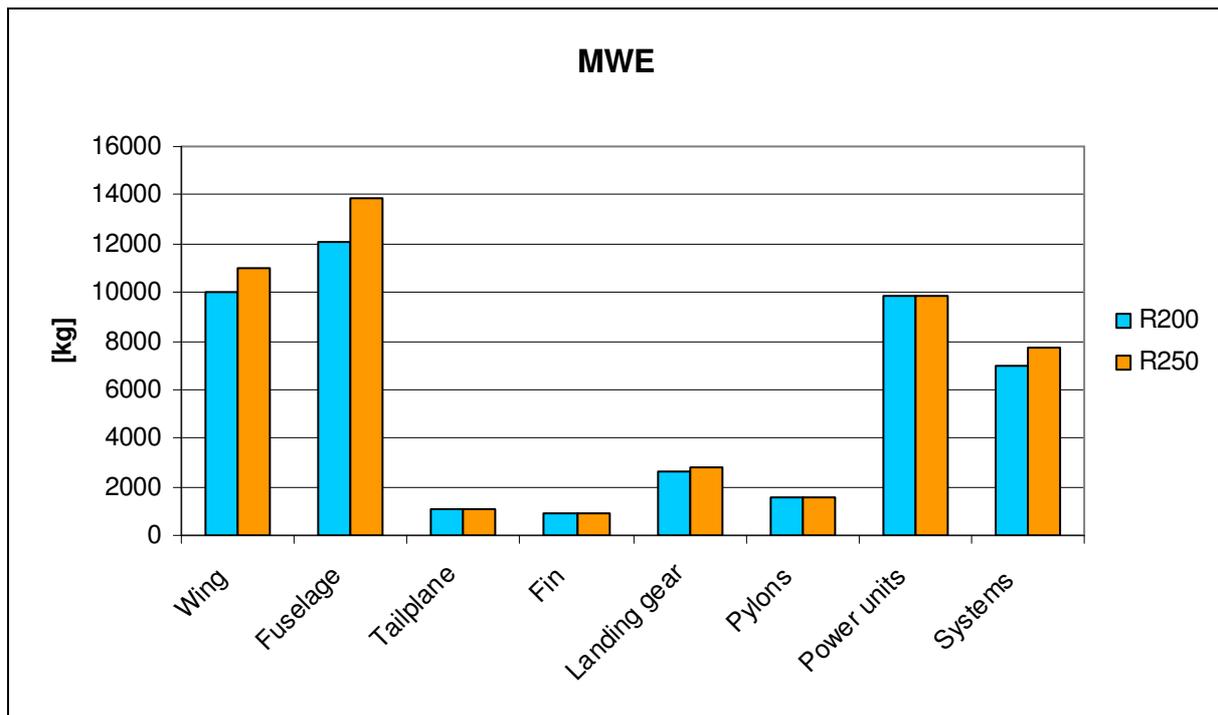


Diagramm 5-1 MWE Aufbruch R200/250

Sämtliche bisher ermittelten Massen zusammen ergeben das MWE (Manufacturers Weight Empty). Eine Verteilung der Massen zeigt obiges Balkendiagramm.

Zum OWE (Operational Weight Empty) gehören weitere Elemente, welche im Folgenden behandelt und mit ihren Skalierungsparametern aufgelistet werden.

Chapter	Chapter / SubChapter Titel	Skalierungsparameter
CH60	Operator Equipment	
	Unusable Fuel (Nicht ausfliegbarer Kraftstoff)	Flügelspannweite
	Documents and Tools (Dokumente und Werkzeuge)	Fix
	Galley Structure (Küchenstruktur)	37,5 kg je Trolley nach Spezifikation
	Passenger Seats (Passagiersitze)	30,7 kg je B/C Sitz (Vorgabe) 15,7 kg je E/C Sitz (Vorgabe)

Tabelle 5-12 Skalierparameter Operator Equipment

Chapter	Chapter / SubChapter Titel	Skalierungsparameter
CH60	Operational Equipment	
	Emergency Equipment (Notfallausrüstung)	Anzahl Passagiere
	Fluids (Flüssigkeiten)	Anzahl Passagiere
	Engine and APU oil (Öl für Antriebe und APU)	MTOW
	Catering Weight (Lebensmittel)	15 kg pro Passagier in B/C 7 kg pro Passagier in E/C
	Fixed Equipment	1,1 pro Passagier
	Crew (Personal)	95 kg pro Pilot/Copilot, 85kg pro Kabinenpersonal

Tabelle 5-13 Skalierungsparameter Operational Equipment

Die Angaben für Einzelmassen wie z.B Trolley- oder Sitzmasse sind Vorgaben des Unternehmens, die für Entwicklung berücksichtigt werden müssen. Eine Einhaltung ist zwingend erforderlich, um eine Vergleichbarkeit mit anderen Modellen und Studien zu gewährleisten.

Chapter	Chapter / SubChapter Titel	Masse [kg] R200	Masse [kg] R250
	Unusable Fuel	108	108
	Documents and	19	19
	Galley Structure	450	563
	Passenger Seats	3396	4103
CH60	Operator Equipment	3973	4793
	Emergency Equipment	444	543
	Fluids	200	200
	Engine and APU oil	79	94
	Catering Weight	1756	2120
	Crew	615	785
	Fixed Equipment	444	543
CH60	Operational Equipment	3094	3742
Total	Operator Items	7067	8535

Tabelle 5-14 Masse Operator Items

5.7 Massenübersicht

Der bisherige Entwurfsprozess hat gezeigt, wie stark die einzelnen Gewichte untereinander vernetzt sind. Für die Bestimmung der einen Masse benötigt man oft den Wert einer anderen. Deshalb musste anfänglich eine erste Annahme getroffen werden, was für Entwurfsaufgaben typischerweise das maximale Startgewicht ist. Diese Masse ist für viele Bauteile dimensionierend. Im weiteren Verlauf der Arbeit werden Berechnungen zu den Schwerpunktlagen, zur Aerodynamik sowie zu den Flugleistungen der Flugzeuge gemacht. So startet ein Iterationsprozess, in dem sich die Flugzeugmassen ändern werden. Je besser die ersten Annahmen für das MTOW sind, desto schneller werden die Massewerte konvergieren. Auch die Geometrie des Vorentwurfs kann sich im Verlaufe der Iteration ändern. Die folgende Tabelle zeigt noch einmal zusammenfassend die Massen der beiden Flugzeuge aufgeteilt nach Chapters nach dem Iterationsprozess.

Chapter	Chapter Titel	Masse [kg] R200	Masse [kg] R250
CH10	Wing Structure	9974	11000
CH11	Fuselage	12036	13836
CH13	Horizontal Tailplane	900	900
CH14	Vertical Tail	902	902
CH15	Landing Gear	2609	2755
CH16	Pylons	1570	1570
CH20-25	Power Units	9809	9809
CH30-42	Systems	6960	7753
CH50-53	Furnishings	4120	4929
	MWE	48353	52824
	MWE incl 1,5% Allowance	49089	53628
CH60	Operator Equipment	3973	4793
CH61	Operational Equipment	3094	3742
	OWE	56156	62163

Tabelle 5-15 Masse nach Chapters

5.8 Nutzlast und Zusammenfassung

Bei der Nutzlast muss zwischen zwei Werten unterschieden werden. Es gibt die maximale Nutzlast MPL (Maximum Payload, auch: Maximum structural Payload) und die Designnutzlast SPP (Standard Passenger Payload). Für MPL gilt:

$$MPL = MZFW - OWE \quad (5.5)$$

Die Regeln zur Bestimmung der maximalen Leermasse werden hier von Airbus vorgegeben. Darin heißt es, dass im High Density Layout + 1 Sitzreihe 136kg pro Passagier als maximale Zuladung incl. der Operator Items anzunehmen sind. Es gilt:

$$MZFW = MWE + (MPL \text{ incl. Operator Items}) \quad (5.6)$$

Für die Designnutzlast sind Gewichte anzunehmen, die das Unternehmen ebenfalls vorgibt. So gilt hier ein Wert von 100 kg pro Passagier (80 kg + 20 kg Gepäck) im 2-Klassen Layout. Daraus ergeben sich folgende Werte:

	R200	R250
MPL [kg]	27477	33542
SPP [kg]	20200	24700

Tabelle 5-16 Nutzlast

Zusammengefasst ergeben sich die unteren wichtigsten Werte. Um einen Eindruck von deren Änderung im Laufe des Iterationsprozesses zu bekommen, sind jeweils die Anfangs- und Endgewichte angegeben.

	Masse [kg] R200	Masse [kg] R250
MTOW	105000	117000
MLW	91596	105258
MZFW	86411	99300
MWE incl. Allowance	54119	59521
OWE	61194	68063
MPL	27477	33542
SPP	20200	24700

Tabelle 5-17 Massen vor dem Iterationsprozess

	Masse [kg] R200	Masse [kg] R250
MTOW	98100	112000
MLW	88662	101458
MZFW	83633	95705
MWE incl. Allowance	49089	53628
OWE	56156	62163
MPL	27477	33542
SPP	20200	24700

Tabelle 5-18 Massen nach dem Iterationsprozess

6 Schwerpunktlagen

Die Schwerpunktlage des Gesamtflugzeugs ergibt aus folgendem Zusammenhang:

$$x_{CG} = \frac{\sum(m_i \cdot x_{CG,i})}{\sum m_i} \quad (6.1)$$

Bei der Entwicklung eines Flugzeugs ist die Lage der Schwerpunkte von entscheidender Bedeutung. Sie bestimmt die Position des Flügels und des Hauptfahrwerks. Daraus können sich Einflüsse auf diverse andere Komponenten ergeben.

Die Bestimmung der Einzelschwerpunkte erfolgte in dieser Arbeit auf unterschiedliche Weise. Der Schwerpunkt des Rumpfes wurde in Referenz zu einer Airbus Studie mit Antrieben am Heck ermittelt. Von dieser Studie sind die Sektionsgewichte bekannt, wobei der Schwerpunkt jeder Sektion vereinfachend in dessen Mitte angenommen wurde, anschließend ergab eine Rechnung nach Gleichung (6.1) den Rumpfschwerpunkt. Die Prozentuale Lage wurde dann für die R200 und R250 übernommen. Das Rumpfheck ist schwerer als bei normalen Flugzeugkonfigurationen. Der Grund liegt in der Verstärkung der Hautfelder, um vor „Disc Burst“ Schäden der Triebwerke zu schützen. Auch für die Struktur zur Anbindungen der Pylone und des schwereren Seitenleitwerks ergeben sich Zusatzgewichte. Die Rumpfmittelsektion mit dem Flügelmittelkasten liegt weiter hinten als bei Standardkonfigurationen. Die Schwerpunkte der Pylone werden im Schwerpunkt der Triebwerke angenommen, das Bugfahrwerk wurde von Hand ausgemessen. In Erwartung einer ähnlichen Verteilung der Systeme wurden die relativen Lagen der Schwerpunkte von der A320 übernommen. Dies gilt nicht für die Systeme „Elektrik Generation“ und „Elektrik Distribution“. Die Entwürfe haben hier deutlich größere Gewichte. Eine Energieversorgung ohne Zapfluft erfordert deutlich mehr elektrische Systeme und die hohen Ströme erfordern sehr große Leitungsquerschnitte. Der Entwurf sieht Raum für elektrische Systeme hinter dem Fahrwerksschacht vor, somit liegen diese nahezu Hebelarm neutral und nicht weit der Triebwerksgeneratoren. So ergeben sich nur kurze Wege für die schweren Leitungen und es müssen keine Druckschotts durchdrungen werden. Die Lage des Schwerpunktes der elektrischen Systeme wurde in der Mitte des Schachtes angenommen. Für einen ersten Ansatz ist dies hinreichend genau.

Ein Ziel bei der Auslegung eines Flugzeugs mit Hecktriebwerken ist es, den OWE-Schwerpunkt so weit hinten wie möglich liegen zu lassen. Eine Grenze liegt hier in der Bugradmindestlast. Einerseits muss das Flugzeug beim Start mit vollem Schub noch steuerbar bleiben, andererseits darf es beim Beladen nicht mit dem Heck auf den Boden fallen. Als Richtwert für die Last am vorderen Fahrwerk gelten 5% der Gesamtmasse bei einem Muster mit Triebwerken unter dem Flügel. Hier wird beim Beschleunigen ein Moment erzeugt, wodurch das Bugrad entlastet wird. Bei Hecktriebwerken ist dies umgekehrt der Fall. Beim Beschleunigen wird durch den Schub der Triebwerke ein Moment erzeugt, der die Last auf

dem Vorderrad erhöht. Zusätzlich wird der größere Teil der Fracht und der Passagiere vorn eingeladen, wodurch sich der Schwerpunkt weiter nach vorn verlagert. Folgende Tabellen zeigen die nach Chapter aufgeteilten Elemente mit den Bezugslängen und den darauf bezogenen relativen Schwerpunktlagen. Weiterhin sind die absoluten Schwerpunktlagen bezogen auf den Koordinatenursprung angegeben. In dieser Arbeit liegt der Nullpunkt 6382,5 mm vor der Nase.

Chapter	Chapter Titel	Bezugslänge	Relative Position [%]	Absolute Position [mm]
CH10	Wing	MAC Wing	37,1	33186
CH11	Fuselage	Fuselage	48,8	28649
CH13	Horizontal Tail	MAC HTP	40,8	54434
CH14	Vertical Tail	MAC VTP	14,7	48345
CH15	Nose LG up	Handvermessen	8,8	10383
CH15	Main LG up	MAC Wing	40,8	33397
CH15	Nose LG down	Handvermessen	10,2	11657
CH15	Main LG down	MAC Wing	51,3	33597
CH16	Pylons	Handvermessen	-	45913
CH20	Equipped Engines	Engine Nose	40,1	45913
CH21	Bleed Air System	-	-	-
CH22	Engine Controls	Engine lenght	68,4	33431
CH25	Fuel System	MAC Wing	44,8	33626
	Power Units	Fuselage	86,8	45326
CH30	Auxiliary Power Unit	Fuselage Nose	93,8	49179
CH32	Hydraulic Generation	MAC Wing	36,4	33144
CH32	Hydraulic Distribution	MAC Wing	70,6	35096
CH33	Air Conditioning	Handvermessen	-	27380
CH34	De-icing	Cabin	49,9	26352
CH35	Fire Protection	Cabin	42,4	23875
CH36	Flight Controls	HTP Lever	7,6	34121
CH37	Instruments	Cabin	-2,1	9231
CH38	Automatic Flight System	Cabin	22,4	17284
CH39	Navigation	Cabin	11,3	13630
CH40	Communication	Cabin	41,8	23688
CH41	Electrical Generation	Handvermessen	-	35683
CH42	Electrical Distribution	Handvermessen	-	35683
	Systems	Fuselage	56,2	31830
CH50	Furnishing	Cabin	48,2	25784
CH51-53		Cabin	61,5	30168
	Furnishings	Fuselage	44,9	26467
	MWE			34862
	Operator Items	Cabin	42,7	23990
	Customer Changes	Cabin	50,0	26382
	OWE	MAC Wing	44,5	33566

Tabelle 6-1 Schwerpunktlagen R200

Mit Hilfe eines einfachen Momentengleichgewichtes ergeben sich relative Lasten von 2 % am Bug- und 98 % am Hauptfahrwerk.

Chapter	Chapter Titel	Bezugslänge	Relative Position [%]	Absolute Position [mm]
CH10	Wing	MAC Wing	37,1	36379
CH11	Fuselage	Fuselage	48,8	31330
CH13	Horizontal Tail	MAC HTP	40,8	60784
CH14	Vertical Tail	MAC VTP	14,7	54695
CH15	Nose LG up	Handvermessen	8,8	10383
CH15	Main LG up	MAC Wing	40,8	37207
CH15	Nose LG down	Handvermessen	10,2	11657
CH15	Main LG down	MAC Wing	51,3	37807
CH16	Pylons	Handvermessen	-	52149
CH20	Equipped Engines	Engine Nose	40,1	52149
CH21	Bleed Air System	-	-	-
CH22	Engine Controls	Engine lenght	68,4	37698
CH25	Fuel System	MAC Wing	44,8	37436
	Power Units	Fuselage	86,8	51448
CH30	Auxiliary Power Unit	Fuselage Nose	93,8	55088
CH32	Hydraulic Generation	MAC Wing	36,4	36954
CH32	Hydraulic Distribution	MAC Wing	70,6	38907
CH33	Air Conditioning	Handvermessen	-	31100
CH34	De-icing	Cabin	49,9	29521
CH35	Fire Protection	Cabin	42,4	26567
CH36	Flight Controls	HTP Lever	7,6	38125
CH37	Instruments	Cabin	-2,1	9098
CH38	Automatic Flight System	Cabin	22,4	18705
CH39	Navigation	Cabin	11,3	14346
CH40	Communication	Cabin	41,8	26343
CH41	Electrical Generation	Handvermessen	-	39469
CH42	Electrical Distribution	Handvermessen	-	39469
	Systems	Fuselage	56,2	29625
CH50	Furnishing	Cabin	48,2	28844
CH51-53		Cabin	61,5	34073
	Furnishings	Fuselage	44,9	29677
	MWE			38483
	Operator Items	Cabin	42,7	26703
	Customer Changes	Cabin	50,0	29557
	OWE	MAC Wing	42,9	36895

Tabelle 6-2 Schwerpunktlagen R250

Daraus ergeben sich relative Lasten von 3 % am Bug- und 97 % am Hauptfahrwerk.

6.1 Schwerpunktgrenzen

Die Berechnung der Schwerpunktgrenzen hängt stark von der Größe des Höhenleitwerks ab. Sind die Grenzen eng gesetzt, ergibt sich ein zu kleiner fliegbare Schwerpunktsbereich, weshalb u.U. die Fläche erhöht werden muss. Jedoch muss beachtet werden, dass ein größeres Leitwerk auch schwerer ist und einen höheren Widerstand hat. Am Ende ergibt sich wie so oft eine Kompromisslösung. In dieser Arbeit wurde versucht, einen möglichst großen Bereich der Schwerpunktlagen innerhalb der Schwerpunktgrenzen liegen zu lassen. Dies erhöht die operationelle Einsatzfähigkeit der Flugzeuge mit den genannten Nachteilen bei Masse und Widerstand.

6.1.1 Neutralpunkt / Statische Stabilität

Der Gesamtneutralpunkt eines Flugzeugs ist der Punkt, um den sich das Moment durch die aerodynamischen Kräfte von Flügel und Höhenleitwerk bei einer Anstellwinkeländerung nicht ändert. Man benötigt die Position dieses Punktes zur Bestimmung des Stabilitätsmaßes. Es gilt:

$$\left(\frac{x_{s25}}{l_{\mu}} \right)_{NP} = \frac{\eta \cdot c_h \cdot \frac{dCl}{d\alpha_h} \cdot \left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha} \right)}{\frac{dCl}{d\alpha} + \eta \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \frac{dCl}{d\alpha_h} \cdot \left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha} \right)} \quad (6.2)$$

Mit:

- η : Druckverhältnis q/q_h
- $dC_L/d\alpha_h$: Auftriebsgradient HLW
- $dC_L/d\alpha$: Auftriebsgradient Flügel
- S_h : Höhenleitwerksfläche
- S : Flügelfläche

Das Druckverhältnis beträgt aufgrund des in freier Anströmung stehenden Höhenleitwerks 1. Die Höhenleitwerksfläche beträgt 40 m², die Flügelfläche hat einen Wert von 184,3 m². Weiterhin gilt:

$$\left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha} \right) = \frac{\sqrt{4 + \Lambda_w^2 \cdot \left(\frac{1}{\cos^2 \varphi_{25,w}} - M^2 \right)} - 2 - \frac{1}{2 \cdot \xi^2} \cdot \left(\frac{1}{\cos^2 \varphi_{25,w}} - M^2 \right)}{\sqrt{4 + \Lambda_w^2 \cdot \left(\frac{1}{\cos^2 \varphi_{25,w}} - M^2 \right)} + 2} \quad (6.3)$$

Mit:

$$\xi = \frac{l_h}{0,5 \cdot b} \quad (6.4)$$

Der Auftriebsgradient des Flügels lässt sich über folgende Beziehung abschätzen:

$$\frac{dCl}{d\alpha} = \frac{2\pi \cdot \Lambda_w}{2 + \sqrt{\Lambda_w^2 \cdot (1 + \tan^2 \varphi_{50} - M^2)} + 4} \quad (6.5)$$

Für den Auftriebsgradienten des Höhenleitwerks gilt nach [TORENBEEK 82]:

$$\frac{dCl}{d\alpha_h} = \frac{2\pi}{1 + \frac{3}{\Lambda_h \cos \lambda_h}} \quad (6.6)$$

Folgende Werte werden den Berechnungen zugrunde gelegt:

	R200	R250
Flügelstreckung Λ_w	: 9,5	9,5
Pfeilung der 25% Linie des Flügels [°]	: 27,4	27,4
Pfeilung der 50% Linie des Flügels [°]	: 25,6	25,6
Hebelarm HLW l_h [m]	. 21,8	24,3
Flügelspannweite b [m]	: 41,75	41,75
Streckung HLW Λ_h	: 4,75	4,75
Zuspitzung HLW λ_h	: 0,45	0,45

Unter Verwendung der obigen Eingangsdaten und der Gleichungen (6.2) ... (6.7) erhält man folgende Positionen für den Neutralpunkt, bezogen auf den Schnittpunkt der MAC Linie mit φ_{25} und bezogen auf den Anfang der MAC Linie.

	R200	R250
$\left(\frac{x_{s25}}{l_\mu} \right)_{NP}$	30,5 %	34,3 %
$\left(\frac{x_{MAC}}{l_\mu} \right)_{NP}$	55,5 %	59,3 %

Tabelle 6-3 Positionen der Neutralpunkte

6.1.2 Steuerbarkeit

Die Steuerbarkeitsgrenzen berechnen sich nach folgender Beziehung:

$$\left(\frac{x_{s25}}{l_{\mu}} \right)_{St} = \frac{\eta \cdot ch \cdot Cl_{h,Grenz} - C_{mo,w,max}}{Cl_{max}} \quad (6.7)$$

$$Cl_{max} = Cl_{W,max} + Cl_{h,Grenz} \quad (6.8)$$

Als Eingabewerte gelten folgende Daten:

	R200	R250	
Volumenkoeffizient HLW ch	0,90	1,01	(siehe Kapitel 4.4.1)
Maximaler Auftriebsbeiwert HLW $Cl_{h,max}$	0,8	0,8	(Erfahrungswert)
Minimaler Auftriebsbeiwert HLW $Cl_{h,min}$	-1,2	-1,2	(Erfahrungswert)
Maximaler Auftriebsbeiwert Flügel Cl_{max}	2,4	2,4	(siehe. Kapitel 4.2.9)
Nickmomentenbeiwert $C_{mo,w,max}$	-0,53	-0,53	(Erfahrungswert)
Druckverhältnis η	1	1	(Bei T-Leitwerken)

Durch Einsetzen des größten negativen und des größten positiven Auftriebsbeiwertes des Höhenleitwerkes erhält man die untere bzw. die obere Steuerbarkeitsgrenze. Das durch Triebwerke erzeugte Moment wurde bei der Berechnung vernachlässigt, da der Hebelarm vom Schubvektor zur Drehachse sehr klein ist.

	R200	R250
$\left(\frac{x_{s25}}{l_{\mu}} \right)_{St,min}$	-25,1 %	-31,9 %
$\left(\frac{x_{S25}}{l_{\mu}} \right)_{St,max}$	48,6 %	52,0 %
$\left(\frac{x_{MAC}}{l_{\mu}} \right)_{St,min}$	-0,1 %	-6,9 %
$\left(\frac{x_{MAC}}{l_{\mu}} \right)_{St,max}$	73,6 %	77,0 %

Tabelle 6-4 Positionen der Steuerbarkeitsgrenzen

6.1.3 Dynamische Stabilität

Die Bedingungen für eine stabile Fluglage um die Querachse lauten:

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0 \quad (6.9)$$

$$C_m(\alpha=0) > 0 \quad (6.10)$$

Nach Herleitung ergibt sich ein vereinfachter Zusammenhang für die Grenze der dynamischen Stabilität:

$$\left(\frac{x_{s25}}{l_\mu} \right)_H = \frac{\eta \cdot ch \cdot \frac{dCl}{d\alpha_h} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)}{\frac{dCl}{d\alpha}} \quad (6.11)$$

Für den Abwindgradienten gilt nach [DATCOM 78] folgende Gleichung:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 \cdot [k_A \cdot k_\lambda \cdot k_H \cdot \sqrt{\cos \varphi_{25}}]^{1,19} \cdot \frac{(C_{l,\alpha})_M}{(C_{l,\alpha})_{M=0}} \quad (6.12)$$

Der halbempirische Ansatz berücksichtigt mit den Faktoren k die Flügelstreckung, die Zuspitzung des Flügels und die Lage des Höhenleitwerks.

$$k_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1,7}} \quad (6.13)$$

$$k_\lambda = \frac{10 - 3 \cdot \lambda}{7} \quad (6.14)$$

$$k_H = \frac{1 - \left| \frac{z_H}{b} \right|}{\sqrt[3]{\frac{2 \cdot l_H}{b}}} \quad (6.15)$$

$C_{l,\alpha}$ wird nach Gleichung (6.5) ermittelt. Der Abstand der Profilschen vom Flügel zum Höhenleitwerk ist mit z_H enthalten und beträgt 8,26 m. Für den Abwindgradienten ergeben sich Werte von 0,33 für die R200 und 0,35 für die R250. Die Werte sind unterschiedlich, da in Gleichung (6.16) der Hebelarm des Höhenleitwerks eingeht.

Nach Einsetzen aller Werte erhält man die Grenzen für dynamische Stabilität.

	R200	R250
$\left(\frac{x_{s25}}{l_{\mu}} \right)_H$	36,3 %	42,8 %
$\left(\frac{x_{MAC}}{l_{\mu}} \right)_H$	64,3 %	67,8 %

Tabelle 6-5 Positionen der Stabilitätsgrenzen

6.2 Schwerpunktwanderung

Das Problem eines stark wandernden Schwerpunktes bei Heck getriebenen Flugzeugen wird in diesem Kapitel deutlich werden. Der momentane Gesamtschwerpunkt des Flugzeugs und dessen Wanderung resultiert aus der Beladung sowohl durch Passagiere und deren Gepäck, als auch durch Fracht und Kraftstoff. Aber auch während des Fluges ändert sich dessen Position, denn der Kraftstoff befindet sich neben dem Centertank auch in den gepfeilten Tragflächen. Während beim Betanken der Flügeltanks der Schwerpunkt zum Heck wandert, verändert sich dessen Position beim Ausfliegen des Kraftstoffes in die umgekehrte Richtung. Die Darstellung erfolgt typischerweise in einem Schwerpunktsdiagramm (CG-Diagramm). Untersucht wurde das 2-Klassen Layout beider Flugzeuge. Die verschiedenen Beladungsfälle sind in Tabelle 6-6 aufgeführt.

case A:	Alle Passagiere Gepäck hinten Keine Fracht
case B:	Alle Passagiere Gepäck hinten Volle Fracht vorn
case 1:	Kein B/C Passagiere E/C: Alle Fensterplätze belegt Alle Gangplätze des Mittelblocks hinter der 25% Linie belegt Gepäck hinten Keine Fracht
case 2:	Kein B/C Passagiere E/C: Alle Fensterplätze belegt Alle Gangplätze des Mittelblocks belegt Alle Gangplätze der Fensterblöcke hinter der 25% Linie belegt Gepäck hinten Keine Fracht
case 3:	Alle B/C Passagiere E/C: Alle Fensterplätze vor der 25% Linie belegt Gepäck hinten Volle Fracht vorn
case 4:	Alle B/C Passagiere E/C: Alle Fensterplätze belegt Alle Gangplätze des Mittelblocks vor der 25% Linie belegt Gepäck hinten Volle Fracht vorn

Tabelle 6-6 Ladefälle

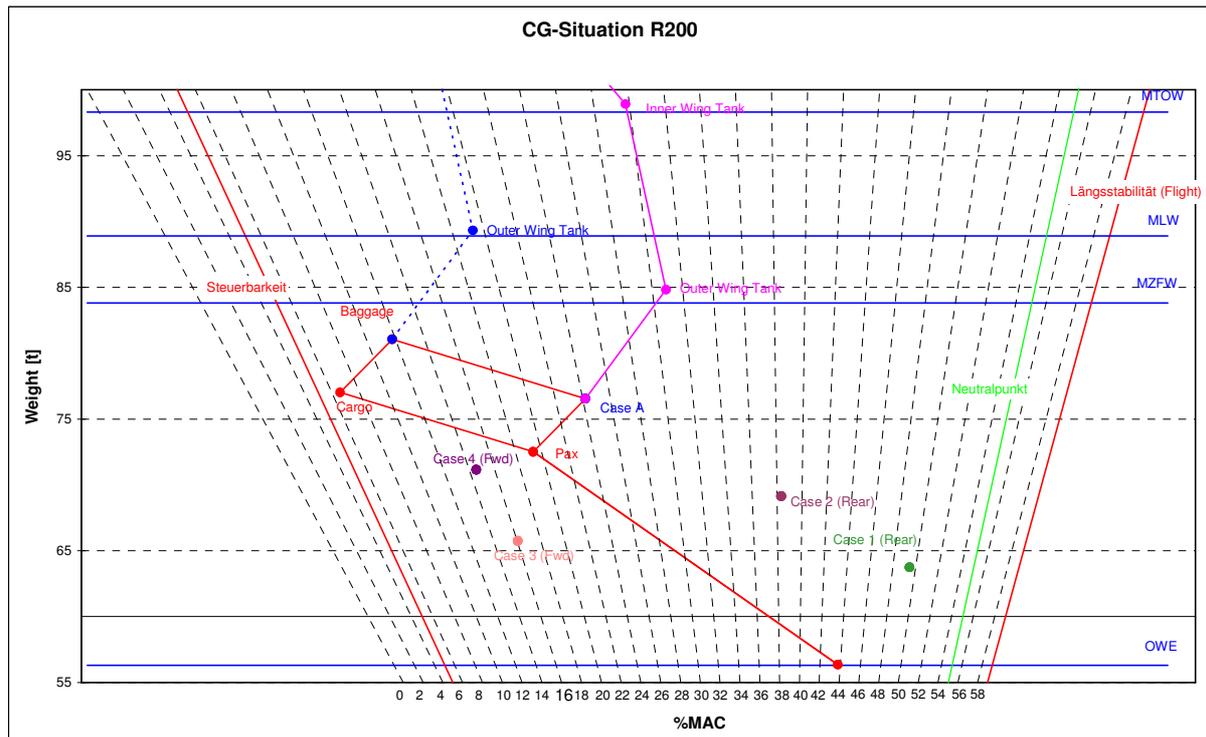


Diagramm 6-1 Schwerpunktsdiagramm R200

Die Grenzen für Steuerbarkeit und Stabilität wurden um 5% nach innen verlegt. Dies geschieht, um Ungenauigkeiten in der Bestimmung der Grenzen auszugleichen und um eine Sicherheitsmargin einzubauen. Man erkennt in Diagramm 6-1 gut die Tendenz des nach vorn wandernden Schwerpunktes. Der weit hinten liegende OWE-Schwerpunkt zahlt sich jetzt aus. Das Stabilitätsmaß, also der Abstand zwischen hinterster Schwerpunktlage und dem Gesamtneutralpunkt soll laut [ROSKAM III] 5 % nicht unterschreiten. Bei Betrachtung des Diagramms sieht man, dass dies auf alle Beladungszustände zutrifft, somit ist es durchaus vertretbar, wenn der extreme Fall (Case 1 Rear) an der Grenze liegt. Insgesamt dürfte der Pilot die Flugeigenschaften bei einer hinteren Schwerpunktlage oberhalb von MZFW als „bockig“ bezeichnen, denn das Stabilitätsmaß beträgt hier 24 %. Dies verspricht zwar eine gute Dämpfung bei Anstellwinkeländerungen, jedoch reagiert die Maschine auch träge auf Steuerbefehle. Weiterhin gibt das Diagramm Auskunft über die verfügbare Tankkapazität. Bei voller Beladung ist es nicht möglich, die Tanks voll zu füllen, da sonst das MTOW überschritten würde. In diesem Fall füllt man nur die Flügeltanks, da sich dies entlastend auf den Flügel bemerkbar macht. Ein gefüllter Centertank hingegen führt zu höheren Lasten im Flügel.

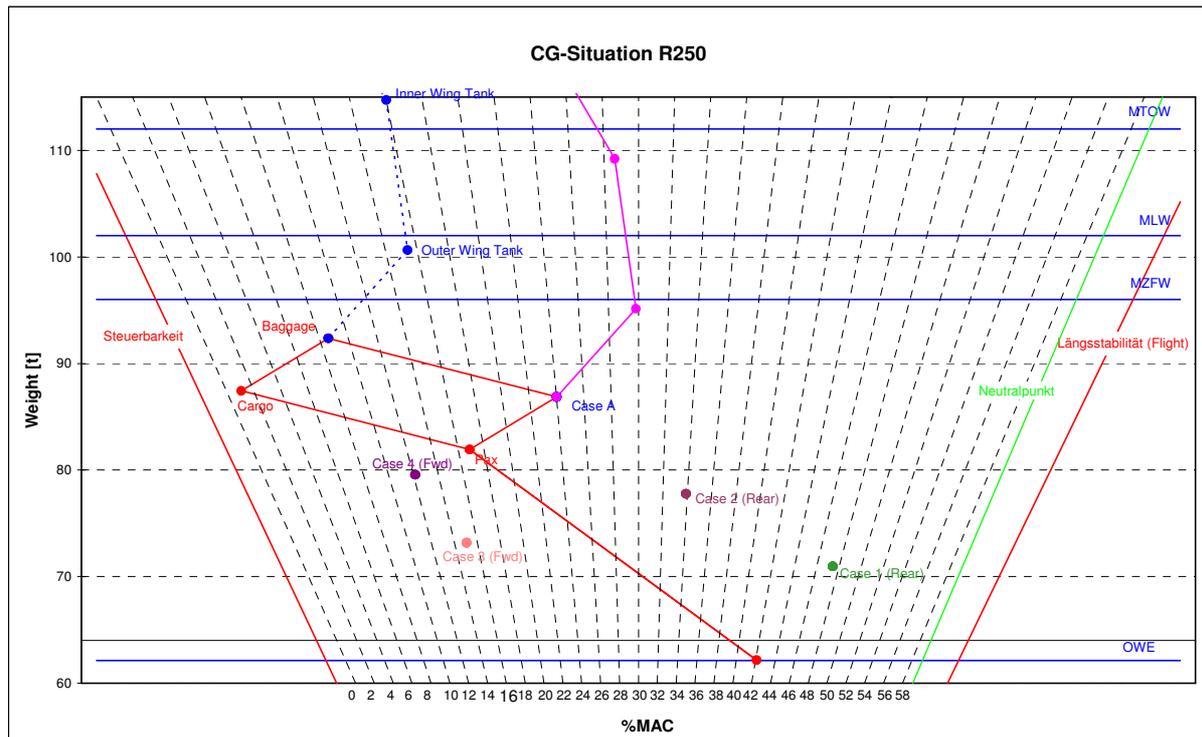


Diagramm 6-2 Schwerpunktsdiagramm R250

Das CG-Diagramm der R250 ist dem der R200 sehr ähnlich. Durch die längeren Hebelarme des Höhenleitwerks ist der durch die Grenzen aufgespannte Bereich noch etwas größer. Das Stabilitätsmaß bei hinterster Schwerpunktlage (Case 1 Rear) ist mit rund 10 % ebenfalls größer.

Die starke Kopflastigkeit beider Flugzeuge führt im Vergleich zu Standardkonfigurationen vermutlich zu erhöhten Trimmwiderständen, da die größeren Höhenleitwerke das entstehende Moment durch Abtrieb auffangen müssen. Der Trend bei modernen Verkehrsflugzeugen geht aber hin zu weiter hinten liegenden Schwerpunkten, nahe am Neutralpunkt. So fliegen diese zwar mit verminderter Stabilität, jedoch unterstützen heute Computer den Piloten bei seiner Arbeit, so dass hier keine kritischen Situationen auftreten können. Für die hiesigen Entwürfe müsste das bedeuten, dass die Neutralpunkte weiter nach vorn wandern oder die OWE Schwerpunkte weiter nach hinten wandern müssten. Letzteres ist nicht möglich, da sonst die Bugradlast immer weiter reduziert wird, mit der Gefahr, dass die Maschinen bereits unbeladen mit dem Heck auf den Boden kippen. Den Neutralpunkt zu verschieben kann in erster Linie durch ein kleineres Höhenleitwerk gelingen, jedoch wird dann der gesamte aufgespannte Schwerpunktsbereich kleiner, was vermieden wurde.

7 Aerodynamik

Die Entwicklung einer vollständigen Aerodynamik für einen Entwurf kann beliebig aufwändig gestaltet werden. Im frühen Entwurfsstadium eines Flugzeugprojektes wird oft die aerodynamische Charakteristik eines bestehenden Flugzeugs als Referenz genommen und auf den neuen Entwurf angepasst. Konkret heißt das, dass die Gesamtpolare eines anderen Flugzeugs in seine Anteile (hier vereinfachend: Nullwiderstand, induzierter Widerstand, Wellenwiderstand) aufgebrochen wird, um die Wellenwiderstände zu erhalten. Evtl. ist es nötig diese Polare dann zu geänderten Reisemachzahlen zu verschieben. Danach können dann die anderen Widerstandsanteile der Entwürfe auf die Wellenwiderstandsanteile aufaddiert werden. Diese Vorgehensweise setzt allerdings geometrische Ähnlichkeit der Muster voraus. Für sehr unterschiedliche Modelle ist der entstehende Fehler zu groß, so dass auf intensivere Methoden ausgewichen werden muss. In Rücksprache mit der Abteilung für Aerodynamik ist der Unterschied in der aerodynamischen Charakteristik zwischen einem Flugzeug mit Hecktriebwerken und einem mit Triebwerken unter dem Flügel zunächst einmal gering. Zwar gibt es Abweichungen zum Beispiel bei den Trimmwiderständen, jedoch ist es nicht möglich, diese in einem so frühen Entwurfsstadium zu beziffern. Die Vorgehensweise, wie oben beschrieben, ist für diese Entwurfsaerodynamik hinreichend genau. Eine geänderte Auftriebsverteilung von einer elliptischen hin zu einer nicht elliptischen wird über einen Korrekturfaktor k beim induzierten Widerstand realisiert.

Die Gesamtpolare wird hier vereinfachend in drei Widerstandsanteile aufgebrochen, dem Null- bzw. Formwiderstand C_{D0} , dem induzierten Widerstand C_{Di} und dem Mach- oder Wellenwiderstand C_{DW} . Dabei gilt:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} + C_{DW} \quad (7.1)$$

7.1 Nullwiderstand

Der Nullwiderstand wird hauptsächlich durch die Form und die umspülte Oberfläche des Flugzeugs bestimmt. Zur Ermittlung werden die zu untersuchenden Modelle in folgende Hauptgruppen unterteilt:

- Rumpf
- Flügel
- Höhenleitwerk
- Seitenleitwerk
- Triebwerksgondeln
- Triebwerksträger
- Flap track fairings

Für diese Komponenten werden die umspülten Oberflächen bestimmt. Hierfür kann man entweder auf empirische Gleichung aus der Literatur zurückgreifen oder, wie in dieser Arbeit, aus den bestehenden Zeichnungen ermittelt werden. Für rotationssymmetrische Bauteile wird dabei folgendes angenähert:

$$S_{wet} = \Pi/2 \cdot (S_{Seitenansicht} + S_{Draufsicht}) \quad (7.2)$$

Dieser Zusammenhang gilt für den Rumpf und die Triebwerke. Die umspülten Oberflächen und andere Geometrien des Flugzeugs gelten als Eingabeparameter für die Software MADRAS. Unter Zuhilfenahme dieses Tools werden die Nullwiderstände der beiden Flugzeuge berechnet. Darin enthalten sind auch die Anteile, die aus der Form entstehen, und die Interferenzwiderstände, die aus der Wechselwirkung zwischen unterschiedlichen Komponenten entstehen. Der Triebwerksinstallationswiderstand wurde mit der internen Airbus Hamburg Methode KiSCH5-1998 bestimmt. Die Sensitivitäten sind dabei der Rumpfdurchmesser, der Gondeldurchmesser, der Abstand der Gondel zum Rumpf und die Gondelrücklage in Bezug auf den zylindrischen Teil des Rumpfes.

7.2 Induzierter Widerstand

Der induzierte Widerstand entsteht, wenn an einem Flügel Auftrieb generiert .Er ist abhängig von der Spannweite, der Auftriebsverteilung und der Höhe des Auftriebes. Den niedrigsten Wert nimmt der induzierte Widerstand bei einer elliptischen Auftriebsverteilung an. Für die Leistung des Gesamtflugzeuges muss dies aber nicht in jedem fall das Optimum darstellen. Um eine Abweichung von der elliptischen Verteilung zu berücksichtigen, wird der Wert mit einem k -Faktor versehen, der bei einer nicht elliptischen Verteilung immer größer als 1 sein muss. Für diesen Entwurf gilt ein Wert von $k = 1,04$, was einem CoP (Centre of Pressure) von etwa 38% der Halbspannweite entspricht.

$$C_{Di} = k \cdot \frac{C_L^2}{\pi \cdot \Lambda} \quad (7.3)$$

Mit:

k : Korrekturfaktor für Auftriebsverteilung

C_L : Auftriebtriebsbeiwert des Flügels

Λ : Flügelstreckung

Streng genommen ist der Wert für k nicht konstant, sondern abhängig vom Auftriebsbeiwert und von der Fluggeschwindigkeit, jedoch reicht die Annahme eines konstanten Faktors für den Vorentwurf aus.

7.3 Wellenwiderstand

Der Wellenwiderstand wird durch die sog. Mach-Charakteristik eines Flugzeugs im hohen Unterschall beschrieben. Gemeint ist damit, wie sich der Widerstand eines Flugzeugs erhöht, wenn hohe Fluggeschwindigkeiten anliegen. Bereits ab Fluggeschwindigkeiten von $Ma = 0,55$ können lokale Überschallströmungen auftreten, die zu Verdichtungsstößen und daraus resultierenden Strömungsablösungen führen können. Die Folge ist ein signifikanter Widerstandsanstieg. In dieser Arbeit wurde zur Bestimmung des Wellenwiderstands die Gesamtwiderstandspolare eines Referenzflugzeuges herangezogen. Von dieser wurden dann die Nullwiderstandsanteile und die induzierten Widerstände ermittelt und abgezogen, so dass der Rest dann den Wellenwiderstand bildet. Dabei wird davon ausgegangen, dass merkbare Wellenwiderstände erst ab $Ma = 0,55$ auftreten, darunter ist der Gesamtwiderstand näherungsweise konstant. Der Wellenwiderstand wird dann unter der Bedingung identischer Design Machzahlen unverändert für die neuen Entwürfe übernommen.

7.4 Reynoldszahl Korrektur

Die Reynoldszahl geht über den Oberflächenreibungskoeffizienten in den Nullwiderstand ein. Sie ist unter anderem abhängig von der Dichte (Flughöhe) und von der Fluggeschwindigkeit. Mit der Software MADRAS werden in Abhängigkeit von der Reynoldszahl verschiedene Nullwiderstände ermittelt. Dies ist für die folgende Flugleistungsberechnung notwendig.

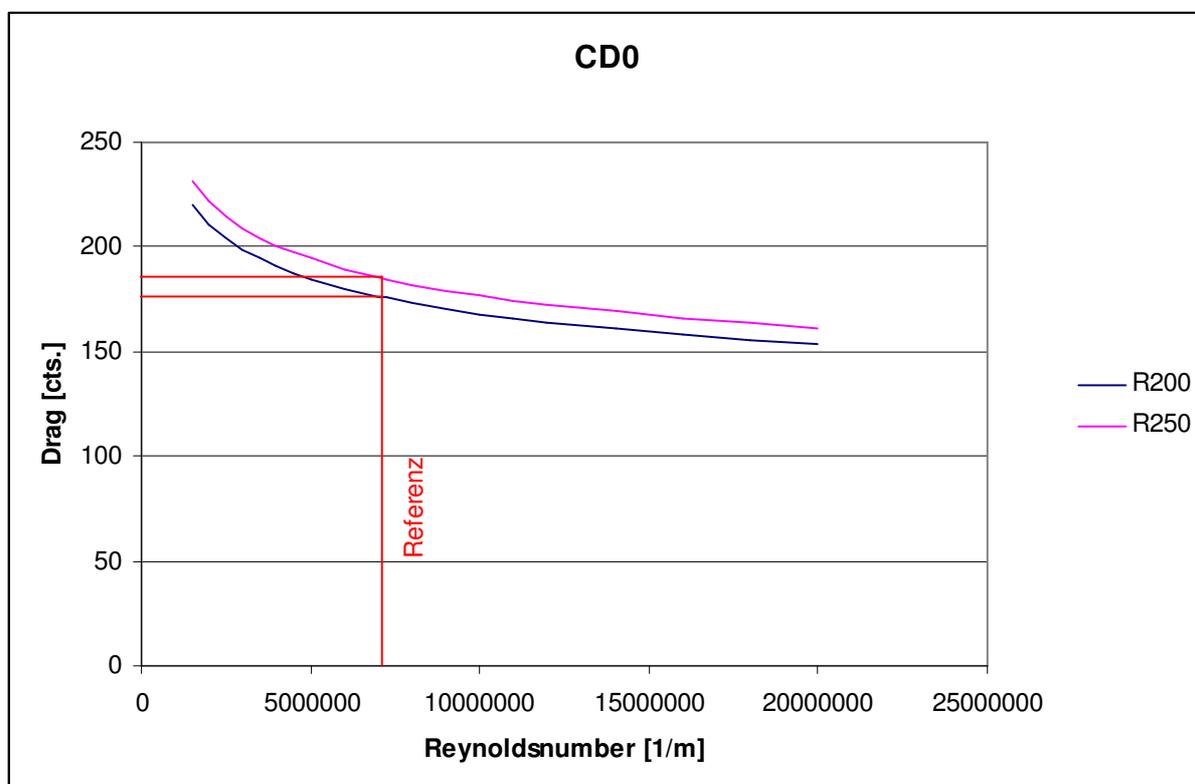


Diagramm 7-1 Nullwiderstand in Abhängigkeit zur Reynoldszahl

7.5 Technologieverbesserungen

Wird bei der Referenzpolare auf ein älteres Flugzeug zurückgegriffen, kann eine Verbesserung der Aerodynamik berücksichtigt werden. In diesem Entwurf ist das nicht notwendig, da der Ursprung der Polare eine Airbus Studie mit Technologiestand 2018 ist.

7.6 Gesamtpolare

Die Gesamtpolare ergibt sich wie bereits erwähnt aus der Summe der Einzelwiderstände und ist in Diagramm 7-2 dargestellt. Dass die Verläufe der beiden Flugzeuge fast identisch sind, überrascht nicht. Die Wellenwiderstände können für den Vorentwurf identisch angenommen werden, der induzierte Widerstand ebenfalls. Die leicht höheren Werte der R250 resultieren einzig aus dem längeren Rumpf und dem daraus entstehenden höheren Reibwiderstand der Oberfläche.

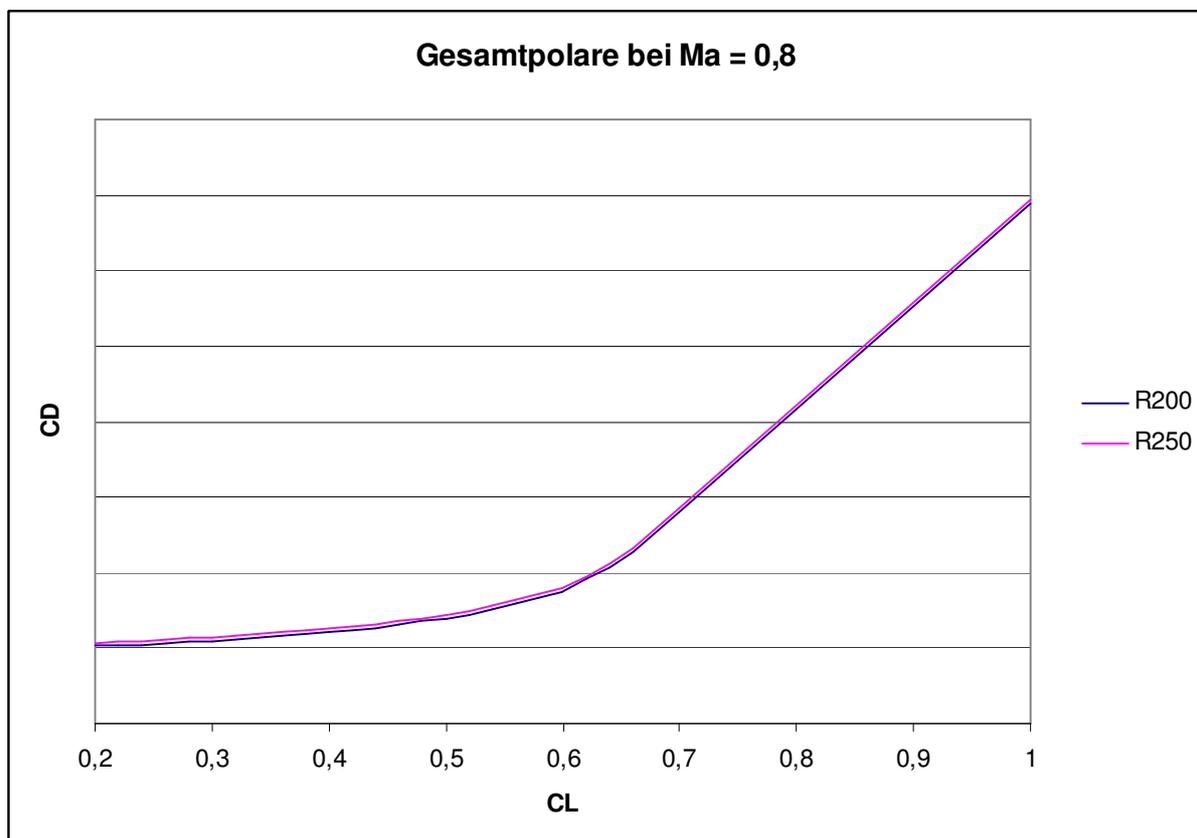


Diagramm 7-2 Gesamtpolare bei Ma = 0,8

Die aerodynamische Güte von Flugzeugen lässt sich sehr gut aus einem Diagramm ablesen, in dem die Gleitzahl L/D über dem Auftriebsbeiwert Cl aufgetragen ist.

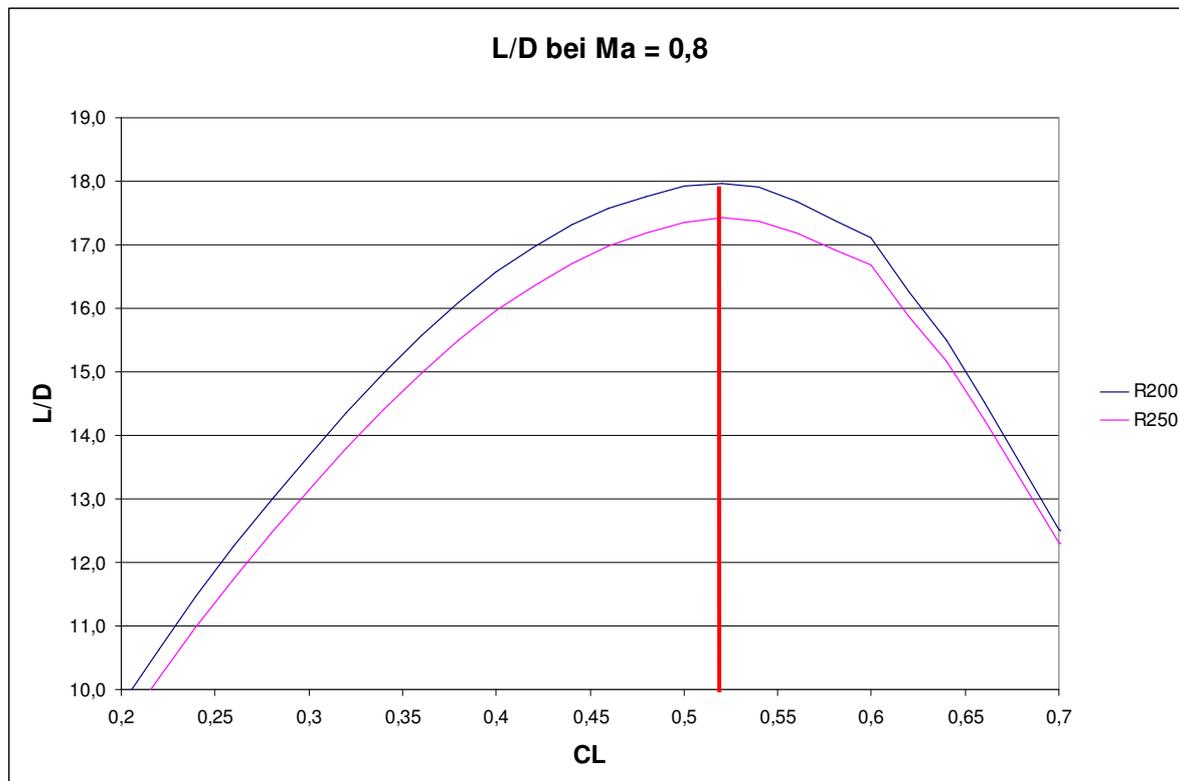


Diagramm 7-3 Gleitzahl aufgetragen über dem Auftriebsbeiwert bei $Ma = 0,8$

Der höhere Nullwiderstand der R250 drückt sich hier in einer etwas niedrigeren Gleitzahl aus. Der mittlere optimale Auftriebsbeiwert im Reiseflug liegt bei 0,52. Eine Aussage zur Güte und Effizienz eines Flugzeugs ist über den Reichweitenfaktor zu machen. Für diesen gilt:

$$B_s = \frac{L/D \cdot v}{SFC \cdot g} \quad (7.4)$$

Die Größen SFC (Specific Fuel Consumption) und Erdbeschleunigung g werden in diesem Fall weggelassen, da lediglich der aerodynamische Teil des Reichweitenfaktors betrachtet werden soll. Die Fluggeschwindigkeit wird gegen die Machzahl getauscht. So ergeben sich folgende Verläufe:

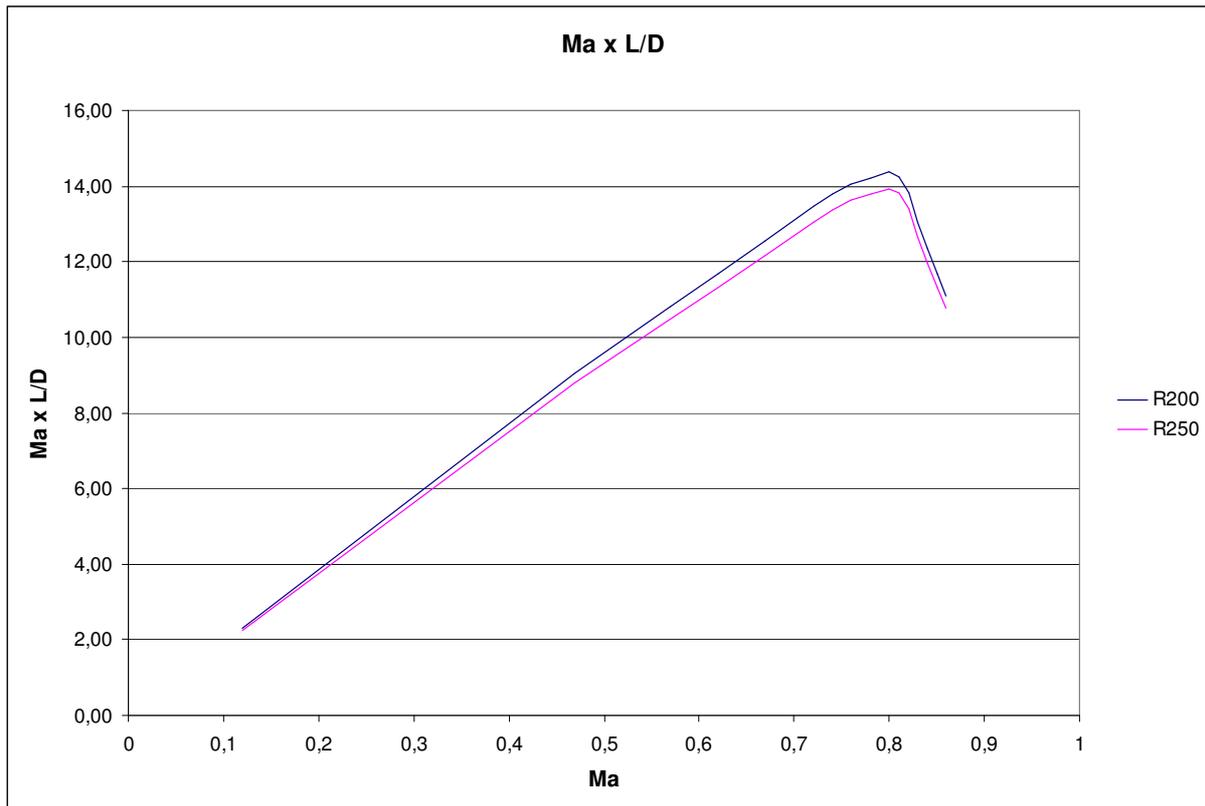


Diagramm 7-4 L/D x Ma aufgetragen über Ma

Es ist gut ersichtlich, dass der höchste Reichweitenfaktor bei der Auslegungsmachzahl von $Ma = 0,8$ liegt. Dies ist eindeutiges Indiz für eine höchste aerodynamische Effizienz bei der zu fliegenden Geschwindigkeit. Auffällig ist der spitze Verlauf, so dass bereits kleine Geschwindigkeitsabweichungen zu einem markantem Mehrverbrauch führen können. Dies ist insbesondere der Fall, wenn die Reisemachzahl erhöht werden soll. Für eine abschließende Aussage ist jedoch die Triebwerkscharakteristik mit einzubeziehen

8 Flugleistungen

8.1 High Speed Performance

Mit der Berechnung der Flugleistungen (Performance) wird erstmals überprüft, ob der bisherige Entwurf die geforderte Mission erfüllen kann. Hier kommen alle Parameter wie Geometrie, Massen, Treibwerke und Aerodynamik zusammen. In Ihrer Abhängigkeit werden mit der Software AMPLI (Airbus Mission and Performance Library) die Leistungen ermittelt, jedoch nur für den Schnellflug (High Speed). Leistungen für den Langsamflug (Low Speed) folgen in vereinfachter Form im nächsten Unterkapitel.

AMPLI verlangt nach folgenden Daten:

- Flugprofil
- MTOW, MZFW, MFW, OEW
- Aerodynamik (Polare und Reynoldskorrektur)
- Treibwerkskennfeld (wird vom Treibwerkshersteller geliefert)
- Reisegeschwindigkeit
- Buffet Grenzen

Die Eingabedaten sind den vorangegangenen Kapiteln zu entnehmen. Die Buffetgrenzen stammen vom Referenzflugzeug aus der Aerodynamik.

Das Flugleistungsprogramm bietet vielfältige Möglichkeiten. In diesem Entwurf diente es auch der Anpassung der Designgewichte an die Spezifikationen und ist somit als ein Kernelement im gesamten Iterationsprozess zu betrachten. Die anfänglich angenommenen Werte der maximalen Startmassen haben im bisherigen Verlauf großen Einfluss auf die Leergewichte der beiden Flugzeuge gehabt. Für die Bestimmung des tatsächlichen MTOW wurde die Auslegungsreichweite von 2930nm bei Designnutzlast eingegeben. Das Programm ermittelt dann die notwendige Kraftstoffmenge und die entsprechende Abflugmasse(TOW) was dann das vorläufig neue MTOW darstellt, dieses unterscheidet sich von der bisherigen Annahme für das MTOW, was wiederum zur Folge hat, dass sich auch das bisherige Strukturgewicht wieder ändern wird. Der Zusammenhang, bei dem sich das MWE in Abhängigkeit zum MTOW ändert, wird „Snowballing“ genannt und mit Hilfe eines „Snowballfaktors“ berücksichtigt.

$$\text{Snowballfaktor} = \frac{\Delta MWE}{\Delta MTOW} \quad [\text{kg/t}] \quad (8.1)$$

Die Bestimmung des Faktors verläuft in dieser Arbeit so, in dem die masseabhängigen Komponenten einmalig mit einem geänderten MTOW neu ermittelt wurden. Diese sind im Wesentlichen das Fahrwerk, der Flügel und der Rumpf.

Die größte Änderung erfährt dabei stets der Flügel. Es ergab sich ein Snowballfaktor von 90kg/t. Die Iterationsschleife wird dann abgebrochen, wenn sich aus Sicht des Entwicklers eine befriedigende Konvergenz der Gewichte ergeben hat. Die Abläufe sind ohne weiteres automatisierbar, wurden jedoch in dieser Arbeit von Hand ausgeführt. Während des Prozesses muss auch die Flügelgröße und die Triebwerksgröße überprüft und evtl. angepasst werden. Evtl. müssen beide geändert werden, wodurch sich auch hier neue Gewichte ergeben, die sich wiederum auf die Gesamtgewichte und die Flugleistungen auswirken. Besonders bei Hecktriebwerken können sich stark ändernde Triebwerksmassen negativ auf den Gesamtentwurf auswirken. Der lange Hebelarm führt dazu, dass bereits kleine Massenänderungen eine nicht unerhebliche Verschiebung des Gesamtschwerpunktes mit sich bringen und somit eine Anpassung des Gesamtentwurfes erforderlich machen können. Hier ist es zwingend erforderlich konsequent in allen Bereichen der Rechenschleifen vorzugehen.

Im Kapitel der Massenabschätzung wurden bereits die konvergierten Endgewichte angegeben, so dass im Folgenden die auf Basis dieser Gewichte ermittelten Flugleistungen dargestellt werden können.

8.2 Flugprofil

Laut Aufgabenstellung soll der Entwurf mit einer bestehenden Airbus Studie verglichen werden. Dies ist nur möglich, wenn die Flugzeuge unter gleichen Bedingungen fliegen und dasselbe Flugprofil. Abbildung 8-1 zeigt ein Beispiel für ein Flugprofil. Es entspricht nicht exakt dem mit AMPLI „geflogenen“ Profil.

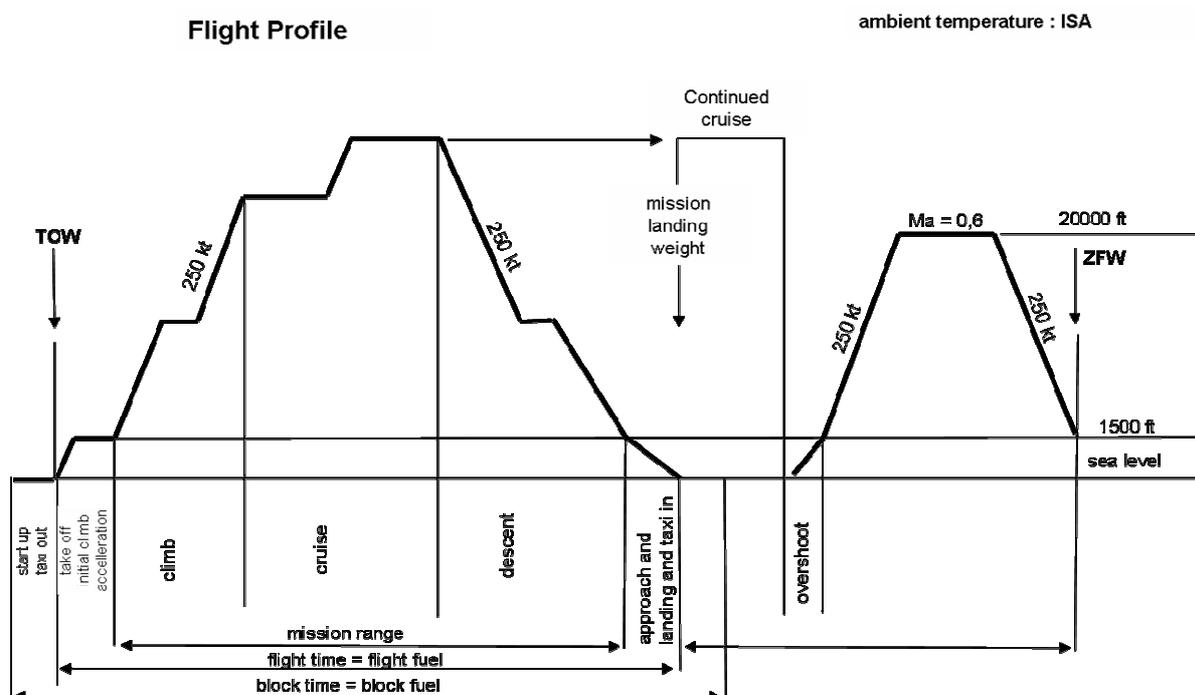


Abbildung 8-1 Beispiel eines Flugprofils

8.3 Nutzlast-Reichweitendiagramm

Das Nutzlast-Reichweitendiagramm ist ein wichtiges Ergebnis aus den Berechnungen zu den Flugleistungen. Es beschreibt den Zusammenhang zwischen Menge der Nutzlast und der dann möglichen Reichweite. Folgende Punkte sind in dem Diagramm maßgeblich:

- Punkt A: maximale Nutzlast, Tank gefüllt bis MTOW, untere Grenze MZFW
- Punkt B: maximaler Kraftstoff, reduzierte Nutzlast, MTOW erreicht
- Punkt C: maximaler Kraftstoff, keine Nutzlast, dadurch maximale Reichweite
- Punkt D: Auslegungsmiission mit SPP und 2930NM

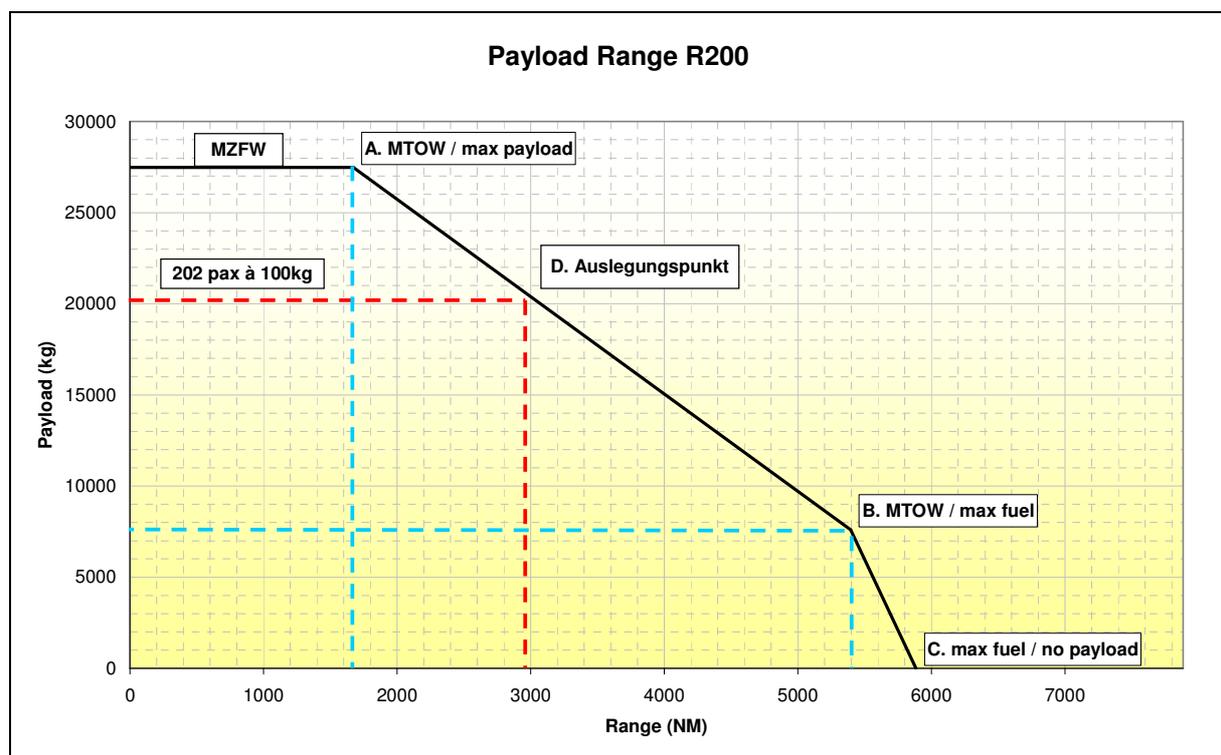


Diagramm 8-1 Nutzlast-Reichweitendiagramm R200

Erläuterungen zum Nutzlast-Reichweitendiagramm der R200: Mit der maximalen Nutzlast (MPL) von 27468kg liegt die maximale Reichweite bei 1672NM (Punkt A). Die mitgeführte Kraftstoffmenge wird aus strukturellen Gründen durch das MTOW begrenzt. Auf der (näherungsweise) Geraden zwischen Punkt A und Punkt B liegt das Limit immer beim MTOW, wobei zwischen mitgeführter Fracht und Kraftstoffmenge beliebig variiert werden kann. In Punkt B sind die Tanks voll mit Kraftstoff, daraus ergibt sich bis zum Erreichen von MTOW eine reduzierte Nutzlast von 7590kg. Bei maximaler Kraftstoffmenge ohne Zuladung liegt die Reichweite bei 5885NM (Punkt C). Dieser Bereich wird für Überführungsflüge genutzt. Bei einigen Flugzeugen mit Hecktriebwerken ist dieser Punkt nicht fliegar. So kann es sein, dass ein rückwärtig wandernder Schwerpunkt beim Betanken zu statischer Instabilität am Boden führt, oder im Flug Problemen bei der Längsstabilität nach sich zieht. Letzteres ist hier nicht der Fall, jedoch führt der weit zurück liegende OWE Schwerpunkt am Boden zu

Problemen. Zwischen Punkt A und Punkt B befindet sich mit Punkt D der Auslegungspunkt. Hier wird das Flugzeug mit 202 Personen zu je 80kg + 20kg (insgesamt 20200kg) beladen und die Tanks dann bis zum Erreichen der maximalen Abflugmasse MTOW gefüllt. Die sich ergebende Reichweite liegt dann bei 2930NM. Insgesamt zeigt das Diagramm eine hohe Flexibilität bzgl. der Einsatzmöglichkeiten. Der Grund liegt im großen Kraftstoffpotenzial der Tanks. Für das kleinere Flugzeug ergibt sich bei SPP eine Tankreserve von 37 % des maximalen (34500kg) Volumens.

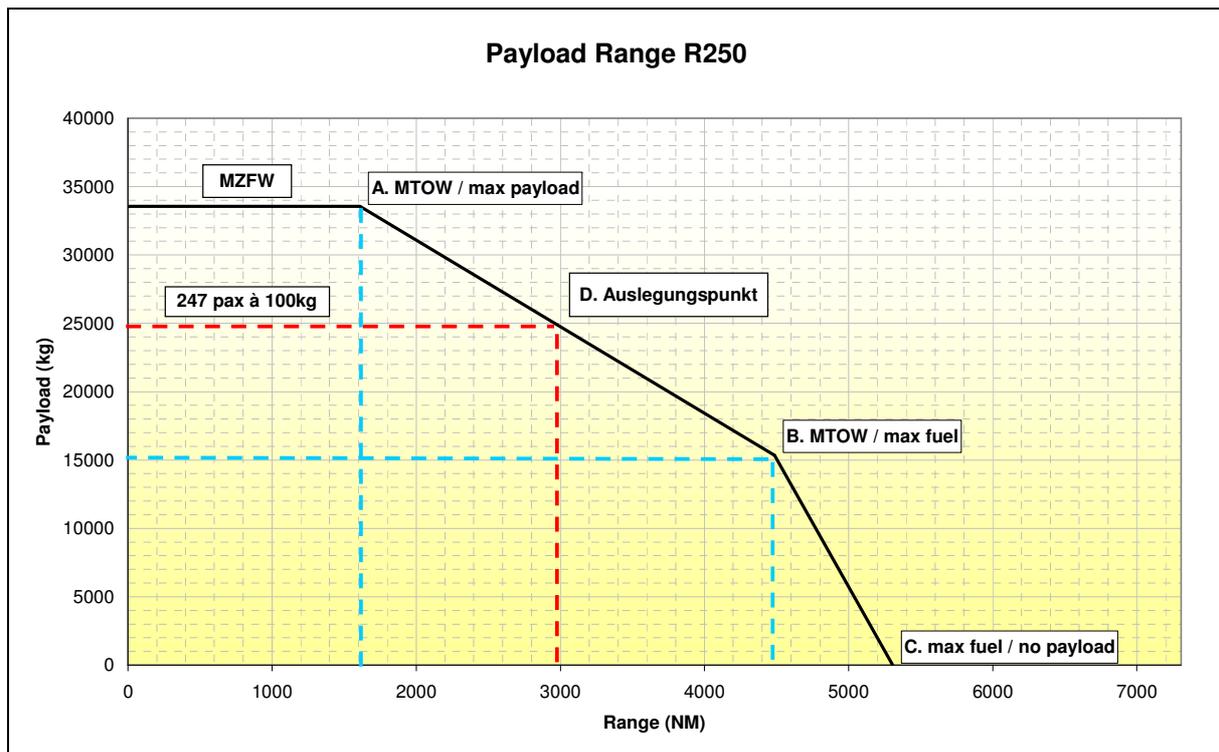


Diagramm 8-2 Nutzlast-Reichweitendiagramm R250

Das Nutzlast-Reichweitendiagramm der R250 weist andere Werte an den Punkten auf. In Punkt A liegt die Reichweite mit maximaler Nutzlast bei 1611NM. Bei vollen Tanks und reduzierter Nutzlast können bei Punkt B 4488NM geflogen werden. Die Überführungsreichweite in C beträgt dann 5307NM. Die Flexibilität ist zwar leicht eingeschränkt gegenüber der R200, kann aber immer noch als sehr gut bezeichnet werden. Das Reservevolumen der Tanks liegt mit SPP bei 27%.

8.4 Aero/Engine Matching

Eine Software zu den Flugleistungen eignet sich sehr gut, um den tatsächlichen Schubbedarf zu ermitteln. So bietet AMPLI die Möglichkeit, den Schub mittels Faktoren anzupassen, so dass die geforderten Steigraten und Flughöhen erreicht werden. Dabei ist das sich ändernde Triebwerksgewicht bei Schubanpassung mit den Schneeballeffekten auf MWE und MTOW zu berücksichtigen. Wie gut ein gewähltes Triebwerk mit seinem Schub und seiner Charakteristik zu einem Flugzeug und insbesondere dessen Aerodynamik passt, lässt sich in einem sog. Aero/Engine Matching darstellen. Dabei sind in einem Diagramm gleichzeitig der Verlauf der Gleitzahlen und des SFC für die verschiedenen Flughöhen über dem Gewicht aufgetragen. Diagramm 8-3 und Diagramm 8-4 zeigen das Matching für die beiden Flugzeuge.

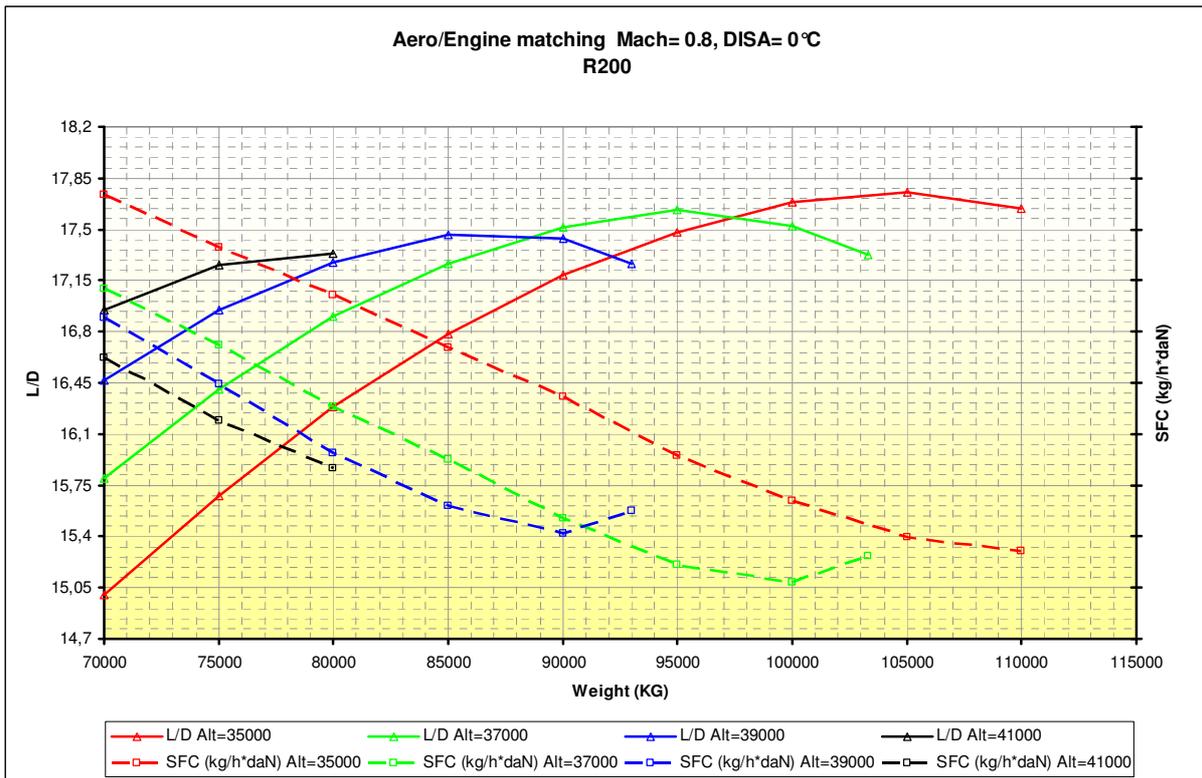


Diagramm 8-3 Aero/Engine Matching R200

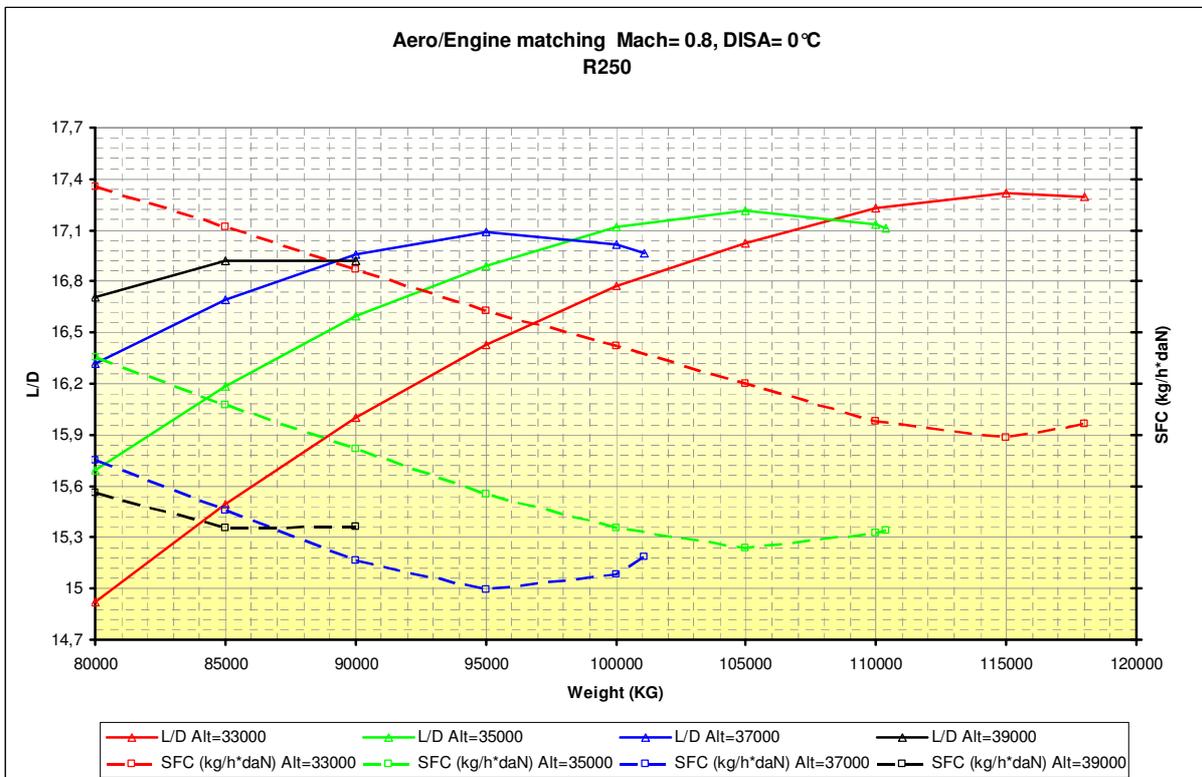


Diagramm 8-4 Aero/Engine Matching R250

Das Ziel beim Aero/Engine Matching ist es, die Maxima der Gleitzahlen und die Minima der SFC Kurven möglichst bei den gleichen Gewichten auftreten zu lassen. Dadurch ergibt sich die beste Effizienz des Flugzeugs. In diesem Kontext müssen immer alle Mitglieder einer Flugzeugfamilie gemeinsam betrachtet werden. Durch Verwendung des gleichen Flügels und gleicher Triebwerke ergeben sich Kompromisslösungen für das Matching, mit der Maßgabe einen optimalen Kraftstoffverbrauch zu erhalten. Das Bild der R200 zeigt, dass die Minima der SFC Kurven stets bei etwas höheren Gewichten auftreten als die besten Gleitzahlen. Ein Grund liegt in der Auslegung der Triebwerke mit dem R250 als Basis. Der erforderliche größere Schub bewirkt einen üppigen für das kleine Flugzeug. Bei Werten um die 100t in 35000ft, also etwa bei MTOW, liegt die Gleitzahl nahe dem Maximum, der spezifische Kraftstoffbedarf jedoch kommt erst bei höheren Massen zu seinen niedrigsten Werten. Allerdings sind die Defizite sehr gering und erst mit der ersten Kommastelle zu beziffern. Die SFC Achsen dürfen nur ohne Werte gezeigt werden.

Das Diagramm der R250 zeigt ein sehr gelungenes Matching. Die Kurven erreichen ihre jeweiligen Extremwerte nahezu bei gleichen Flugzeugmassen. In 33000ft Flughöhe liegt dieser Punkt erst bei 115t, also knapp oberhalb des MTOW von 112t. Es scheint, als könne die Flügelfläche hier verringert werden, diese ist jedoch durch die Anfluggeschwindigkeit getrieben, weshalb hier nichts geändert werden kann.

Ein während des Fluges leichter werdendes Flugzeug lässt den Auftriebsbeiwert und damit auch die Gleitzahl bei konstanter Flughöhe kleiner werden. Um den Verbrauch aber niedrig zu halten muss die Maschine dann steigen, da in höheren Luftschichten die Dichte geringer ist, was den Auftriebsbeiwert wieder ansteigen lässt. Allerdings ist der Schub von Turboantriebwerken auch abhängig von der Luftdichte und nimmt in mit steigender Höhe stetig ab. Will also ein Flugzeug aus aerodynamischen Gründen steigen, muss hierfür ausreichend Schub zur Verfügung stehen. Hier gilt es wieder einen guten Kompromiss zu finden. Die optimalen Wechsel der Flughöhen sind in den unteren Diagrammen ersichtlich. Dort ist die spezifische Reichweite (SR) in [NM/kg] über der Flugzeugmasse aufgetragen. Unter der spezifischen Reichweite versteht man die Entfernung, die mit einer Gewichts- oder Volumeneinheit Kraftstoff zurückgelegt werden kann. Sie ist ein Maß für die Effizienz des Flugzeugs. Dabei sollte versucht werden, immer in dem Bereich zu fliegen, wo SR am größten ist.

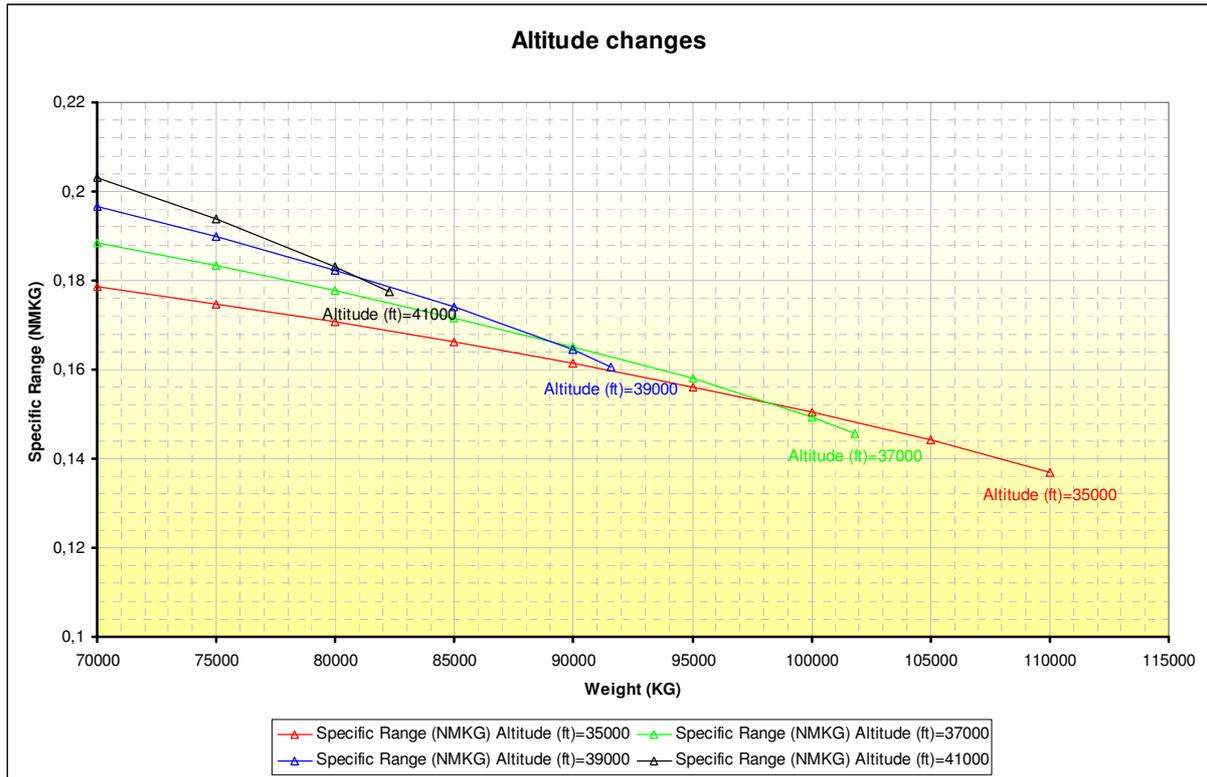


Diagramm 8-5 Höhenwechsel mit spezifischer Reichweite R200

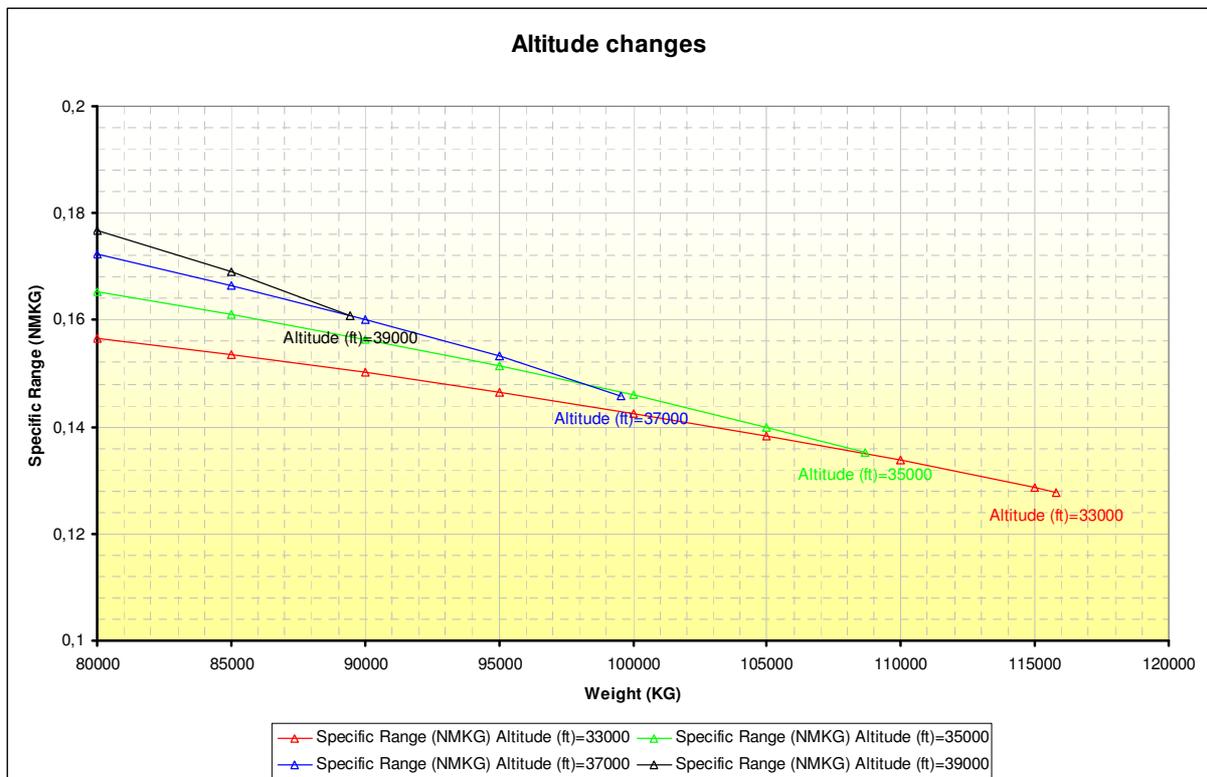


Diagramm 8-6 Höhenwechsel mit spezifischer Reichweite R250

Eine weitere Möglichkeit der Darstellung optimaler Flughöhen erhält man, wenn der Reichweitenfaktor über dem Gewicht aufgetragen wird.

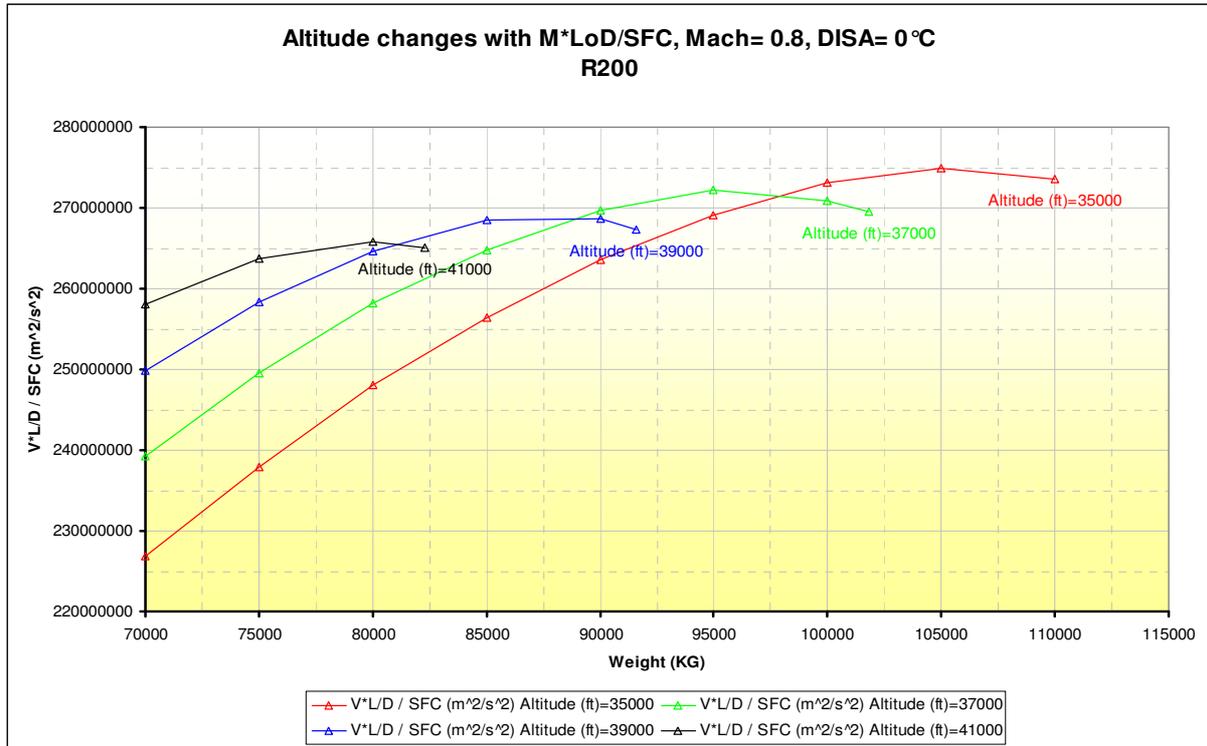


Diagramm 8-7 Höhenwechsel mit Reichweitenfaktor R200

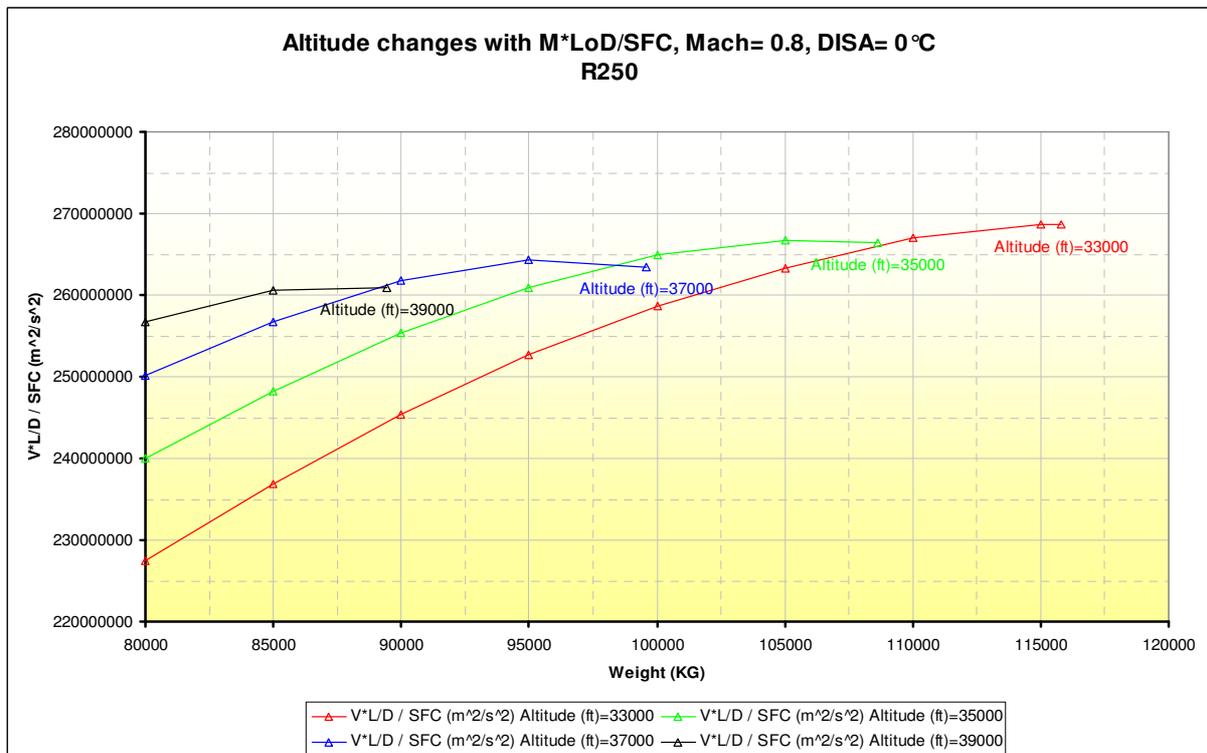


Diagramm 8-8 Höhenwechsel mit Reichweitenfaktor R250

In der Praxis ist ein stetiger Höhenwechsel nicht möglich, da dem Piloten immer nur bestimmte Höhen (Flightlevel) zugewiesen werden. Dies ist notwendig, um zu vermeiden, dass sich nahe kommende Flugzeuge auf dem gleichen Flightlevel fliegen. Will ein Pilot mit seiner Maschine steigen, so ist ihm dies nur in Schritten zu je 2000ft möglich (früher 4000ft). Diese Regelung hat negative Folgen auf den Kraftstoffverbrauch, da das Flugzeug so nicht immer in seiner optimalen Flughöhe bewegt werden kann. Flugleistungsprogramme wie AMPLI haben Optimierungsschleifen eingebaut, die in Abhängigkeit der Regeln und der optimalen Flughöhe die daraus resultierenden Steigpunkte ermitteln. Dies lässt sich übersichtlich in den folgenden Diagrammen darstellen. Darin sind unterschiedliche Steigkurven und Limits über dem Gewicht aufgetragen. Die blaue Kurve bildet die theoretisch effizientesten Flughöhen (SAR, Specific Air Range), die rosafarbene ist der tatsächliche mit Rücksicht auf gestattete Höhenwechsel geflogene Verlauf. Von einer guten und effizienten Lösung kann man dann sprechen, wenn die SAR Linie die rosafarbene etwa mittig der vertikalen und horizontalen Segmente schneidet. Zusätzlich sind in den Diagrammen die Grenzen für den maximalen Reiseschub (MCR Thrust) und für die geforderte Steigrate (ROC) eingetragen. In Diagramm 8-9 fällt der üppige Schub für das kleine Flugzeug auf, zu erkennen an den deutlich oberhalb der „Stepped Cruise“ Kurve liegenden Grenzen für Reiseschub und Steigrate. Dies gilt jedoch nicht für sehr leichte Flugzeugmassen in großen Höhen. Dort macht sich die Charakteristik des GTF bemerkbar, in großen Höhen stark an Schub zu verlieren. Die Diagramme können als Nachweis gelten, dass die geforderten Steigraten von 300fpm auf Reiseflughöhe eingehalten werden. Demnach ist sowohl bei der R200 als auch bei der R250 der Steigschub kein dimensionierendes Kriterium für das Triebwerk. Anders sieht dies für den Reisschub aus. Dieser ist für die R250 mit großer Masse bei 35000ft und mit kleineren Massen in großen Höhen dimensionierend und stellt das dimensionierende Kriterium für den GTF in diesem Entwurf dar. Der anfänglich über das Schub-Gewichtsverhältnis gewählte Schub wurde trotz kleinerer Massen nicht geringer.

Die R200 möchte bereits bei MTOW auf 37000ft steigen, bei etwa 88,5t liegen bereits 39000ft und bei 80,5t schon 41000ft an. Zum Ende eines Fluges mit sehr geringer Zuladung schlägt AMPLI eine Flughöhe von 43000ft vor.

Auch die R250 steigt kurz nach dem Start mit MTOW bereits auf 35000ft, bei 98t sind 37000ft und bei 89t sind 39000ft optimal für einen effizienten Flug.

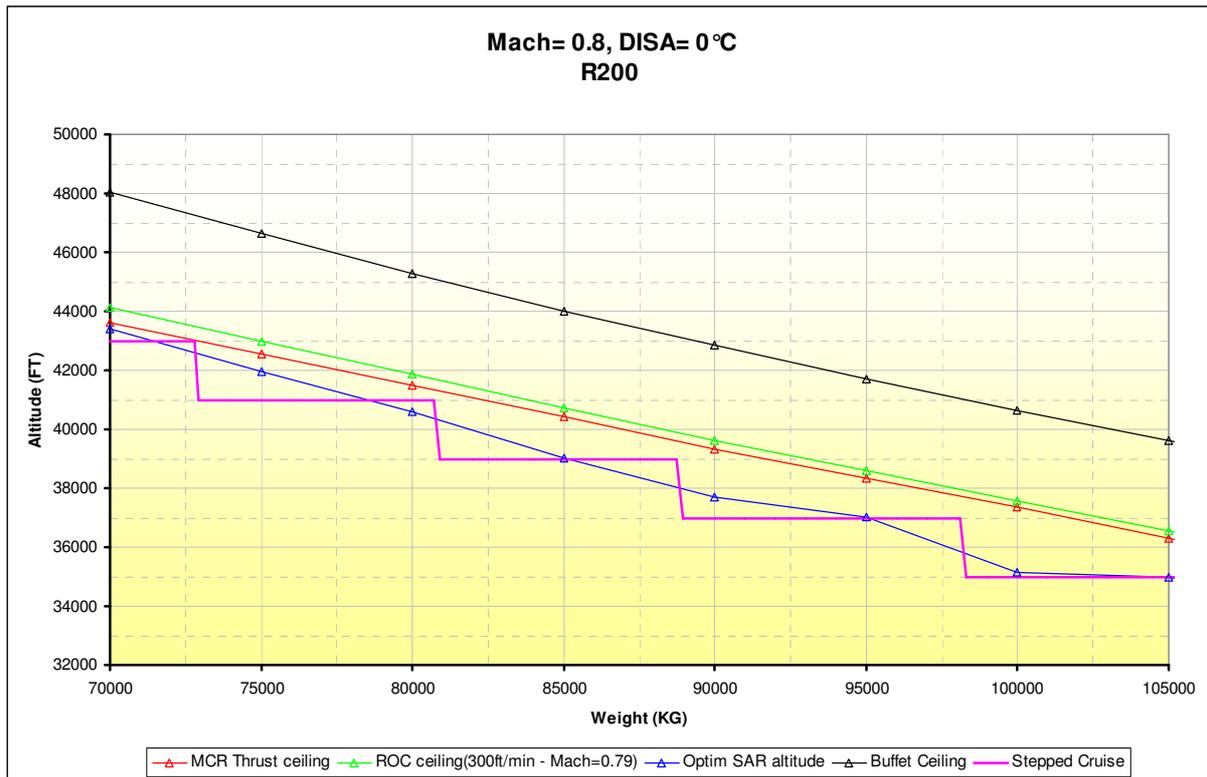


Diagramm 8-9 Tatsächliche Höhenwechsel R200

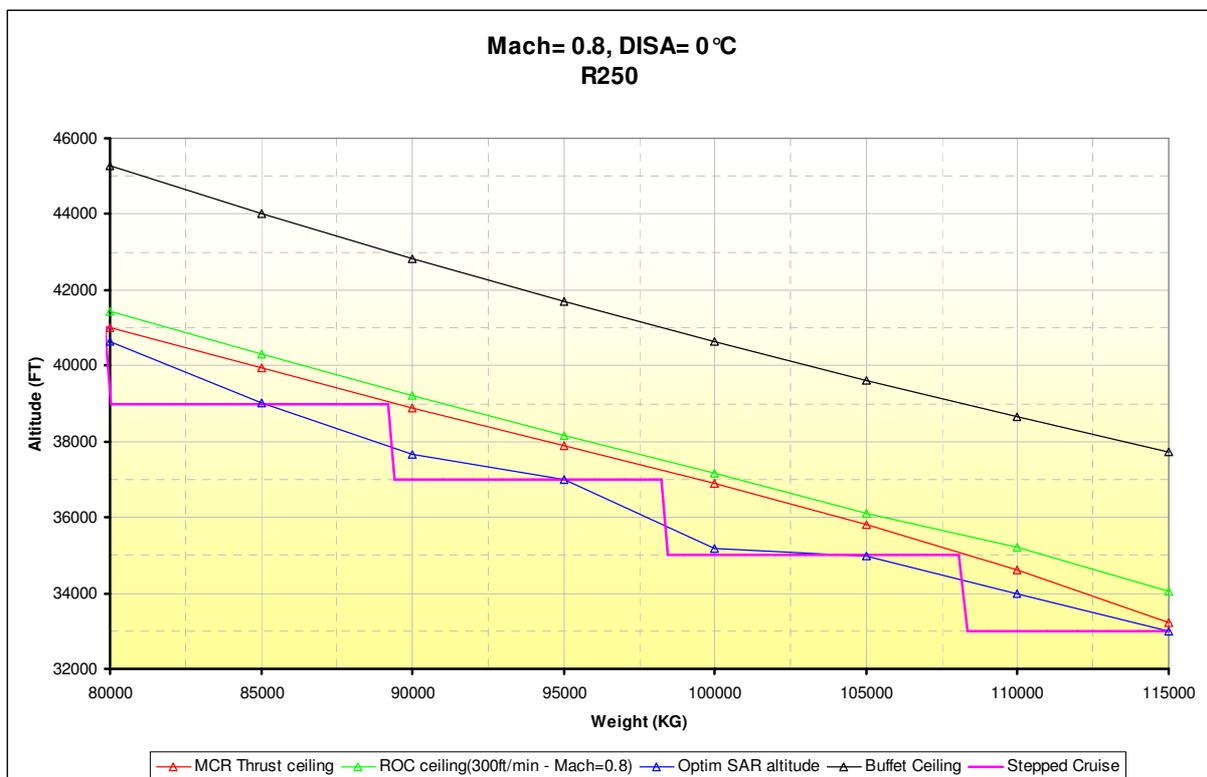


Diagramm 8-10 Tatsächliche Höhenwechsel R250

Die folgenden Tabellen zeigen den genauen Verlauf der Designmission mit zurück gelegter Flugstrecke, Flugzeit, Flughöhe und verbranntem Kraftstoff.

R200

Phase	Time [min]	Distance [NM]	Fuel [kg]
Taxi Out	9,0	0,0	151
Take-Off	2,7	5,8	271
Climb from 1500ft to 35000ft	14,7	122,8	1730
Cruise at 35000ft	0,0	0,0	0
Climb from 3500ft to 37000ft	2,7	20,3	166
Cruise at 37000ft	140,3	1073,1	6640
Climb from 3700ft to 39000ft	3,2	24,2	181
Cruise at 39000ft	180,0	1376,2	7913
Climb from 39000ft to 41000ft	3,4	25,5	173
Cruise at 41000ft	18,4	140,8	778
Cruise total	348,0	2660,1	15850
Descent from 41000ft to 1500ft	23,2	138,1	329
Approach Landing	5,0	0,0	83
Taxi In	5,0	0,0	69
Total Trip	398,2	2930	18267
Total trip + Taxi	412,2	2930	18487
Total Reserve	-	-	3297
Fuel to Board	-	-	21784
TOW = 97893 kg Payload = 20200 kg OWE = 56061 kg Landing Weight = 79626 kg Zero Fuel Weight = 76260 kg Range = 2930 NM			

Tabelle 8-1 Designmission R200

Nach dem Start mit TOW, was jetzt MTOW entspricht, steigt die R200 gleich auf 37000ft und fliegt dort etwa 140 Minuten. Es folgt ein Steigflug auf 39000ft, wo sich die Maschine dann drei Stunden aufhält, um kurz vor Ende der Reise nochmals um 2000ft auf dann 41000ft zu steigen. Nach wenigen Minuten beginnt bereits der Sinkflug mit anschließender Landung. Für den kompletten Trip mit Rollzeiten auf dem Flugfeld (Taxi) vergehen 412,2 Minuten bzw. 6,87 Stunden.

R250

Phase	Time [min]	Distance [NM]	Fuel [kg]
Taxi Out	9,0	0,0	151
Take-Off	3,1	6,8	314
Climb from 1500ft to 33000ft	23,1	148,5	2134
Cruise at 33000ft	15,7	121,5	905
Climb from 33000ft to 35000ft	3,9	29,5	258
Cruise at 35000ft	180,2	1385,3	9775
Climb from 33000ft to 35000ft	3,5	26,8	219
Cruise at 37000ft	143,2	1097,4	7159
Cruise total	346,8	2660,5	18317
Descent from 37000ft to 1500ft	19,5	112,2	225
Approach Landing	5,0	0,0	83
Taxi In	5,0	0,0	69
Total Trip	398,0	2930	21076
Total trip + Taxi	412,0	2930	21296
Total Reserve	-	-	3710
Fuel to Board	-	-	25007
TOW = 111967 kg Payload = 24700 kg OWE = 62412 kg Landing Weight = 90891 kg Zero Fuel Weight = 87112 kg Range = 2930 NM			

Tabelle 8-2 Designmission R250

Nach dem Start beginnt ein kurzer Reiseflug in 33000ft, jedoch steigt die R250 nach 15 Minuten schon auf 35000ft. Dort verbringt sie dann drei Stunden, anschließend folgen 140 Minuten in 37000ft, bevor der Flug dann zu Ende geht. Insgesamt ist die Reisedauer mit 6,87 Stunden genauso lang wie beim kleinen Flugzeug.

Oft gibt es Forderungen zu maximalen Steigzeiten, dies ist in diesem Entwurf zwar nicht so, dennoch sollten Werte von 25 Minuten nicht überschritten werden. Dies gilt insbesondere für Kurzstreckenflugzeuge, bei denen der Anteil des effizienteren Reiseflugs ohnehin schon gering ist. Mit knapp 15 bzw. 23 Minuten erzielen die Entwürfe hier sehr gute Werte.

8.5 Low Speed Performance

Das Feld der Low Speed Performance ist sehr komplex. Es können im Vorentwurf lediglich Abschätzungen über Näherungsverfahren vorgenommen werden.

8.5.1 Startstrecke (TOFL)

Für den Entwurf gelten Forderungen hinsichtlich der Startstrecke (Take-Off Field Length). Diese sind:

R200: 2330m SL, ISA +15°C

R250: 2530m SL, ISA +15°C

In Worten bedeutet das 2330m bzw. 2530m auf Meereshöhe bei 15°C über der Standardaußentemperatur von 15°C.

In dieser Arbeit werden die Forderungen nach dem „Magic Line“ Prinzip untersucht. Darin greift man auf verfügbare Referenzdaten eines konfigurativ ähnlichen Flugzeuges zurück. Die Referenz sollte wenn möglich vergleichbare Forderungen, Flächenbelastungen, Schubgewichtsverhältnisse und Auftriebsbeiwerte beim Start vorweisen wie die zu untersuchenden Flugzeuge. Je ähnlicher sich die Maschinen sind, desto genauer werden die Ergebnisse. Hier wurde entschieden, die A330-300 als Referenz zu wählen. Das Schub-Gewichtsverhältnis liegt etwa auf einem Niveau mit der R250, ebenso die Flächenbelastungen. Für das kleine Flugzeug sind keine Probleme zu erwarten. Es wird folgende lineare Näherung angenommen:

$$TOFL = k_1 \cdot \frac{m^2 \cdot g}{F \cdot S \cdot C_{L,TO}} + k_2 \quad (8.2)$$

Dabei gilt es zunächst mit den Low Speed Polaren des Referenzflugzeuges eine Reihe von Werten für k_1 zu ermitteln. Aus den Werten wird dann ein Mittelwert gebildet. k_2 beträgt aus Erfahrung etwa 200m und kann konstant angenommen werden. So vorgegangen ergibt sich k_1 zu 1,217. Jetzt kann man mit den Daten der Entwurfsflugzeuge $TOFL$ errechnen.

	R200	R250
TOFL Forderung [m]	2330	2530
TOFL [m]	1800	2300

Tabelle 8-3 Startstrecken

Die Forderungen werden ohne weiteres erreicht. Hier waren auch keine Probleme erwartet worden. Große Nebenstromverhältnisse führen bei modernen Turbofan Triebwerken oftmals zu üppigen Startschüben, verringern aber den Reiseschub.

8.5.2 Steigrate im 2. Segment

Nach JAR 25.121 gilt für die Steigrate im 2.Segment bei einem ausgefallenen Triebwerk (OEI, One Engine Inoperative) eine Wert 2,4 %. Hierfür muss folgende Bedingung eingehalten werden:

$$\frac{T_{TO}}{MTOW \cdot g} \geq \left(\frac{N}{N-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) \quad (8.3)$$

Dieses Schub-Gewichtsverhältnis darf nicht unterschritten werden. Bei einem Startschub von 344331 N für beide Triebwerke zusammen und einer abgeschätzten Gleitzahl von 12 ergibt sich dann mit $\sin \gamma \approx 0,024$:

$$0,313 > 0,215$$

Damit ist die Forderung nach einer Steigrate von 2,4% erfüllt. Aufgrund der höheren Masse aber gleicher Triebwerke ist hier nur das große Flugzeug zu berücksichtigen.

8.5.3 Steigrate beim Durchstarten

Für ein Durchstartmanöver gilt nach JAR 25.121 bei ausgefallenem Triebwerk und ausgefahrenem Fahrwerk ein minimaler Steiggradient von 2,1 %. Hierfür lässt sich ebenfalls ein Minimalwert für das Schub-Gewichtsverhältnis bestimmen. Die Forderung lässt sich so formulieren:

$$\frac{T_{TO}}{MTOW \cdot g} \geq \left(\frac{N}{N-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{MLW}{MTOW} \quad (8.4)$$

Die Gleitzahl ist wegen des erhöhten Widerstandes deutlich niedriger anzusetzen, kann aber lediglich abgeschätzt werden. Ein Wert von 8 gilt als realistisch und wird hier angenommen. So ergibt sich mit den bekannten Massen für die R250:

$$0,313 > 0,270$$

Die Forderung für das Durchstarten ist erfüllt. Auch hier ist nur das große Flugzeug zu betrachten.

8.5.4 Landeanfluggeschwindigkeit und Landestrecke

Für die Anfluggeschwindigkeiten gelten folgende von Airbus vorgegebene Forderungen:

R200: ≤ 139 kt (MLW, ISA, SL)

R250: ≤ 145 kt (MLW, ISA, SL)

Zur Berechnung wurde ein Excel-Arbeitsblatt zur Hilfe genommen. Dieses ermittelt die Anfluggeschwindigkeiten auf Basis der Auftriebspolaren, maximaler Auftriebsbeiwerte, dem Aufsetzwinkel, der maximalen Landemasse und der Flügelfläche. Mit den Geschwindigkeiten ergeben sich dann nach [LOFTIN 80] die Sicherheitslandestrecken (s_{LFL}) in Tabelle 8-4.

$$s_{LFL} = \left(\frac{v_{App}}{k_{App}} \right)^2 \quad (8.5)$$

Mit:

$$k_{App} = 1,70 \sqrt{m/s^2}$$

Der maximale Auftriebsbeiwert von Flügel und HLW zusammen ergibt sich nach:

$$C_{l,max,total} = C_{l,max} + C_{l,max,h} \cdot \frac{S_h}{S} \quad (8.6)$$

$$C_{l,max,total} = 2,57$$

	R200	R250
v_{App} Forderung [kt]	≤ 139	≤ 145
v_{App} [kt]	135	144
s_{LFL} [m]	1670	1900

Tabelle 8-4 Landeanfluggeschwindigkeiten

Es zeigte sich im Verlauf des Entwurfs, dass die geforderte Anfluggeschwindigkeit für das große Flugzeug der Designtreiber für die Flügelfläche ist. Sie blieb mit 184,3m² konstant, obwohl das MTOW nach dem Iterationsprozess geringer wurde.

9 Wirtschaftlichkeit

Die Wirtschaftlichkeit des Entwurfes soll über die DOC (Direct Operating Costs) aus Sicht des Betreibers bewertet werden. Dabei wird auf die Methode nach AEA 1989b zurückgegriffen (AEA, Association of European Airlines). Die DOC setzen sich zusammen aus Abschreibungen, Zinsen, Versicherung, Wartung, Personalkosten und Gebühren. In dieser Reihenfolge heißt das:

$$C_{DOC} = C_{DEP} + C_{INT} + C_{INS} + C_F + C_M + C_C + C_{FEE} \quad (9.1)$$

Die Kosten beziehen sich in der durchgeführten Analyse auf den Zeitraum von einem Jahr bei einer durchschnittlichen Mission von jeweils 1000NM. Die sehr umfangreiche Berechnung ist im Anhang nachzuvollziehen, an dieser Stelle werden nur die Ergebnisse dargestellt.

Kostenelement	Formelzeichen	Kosten [10 ⁶ US\$]	Kosten [10 ⁶ US\$]
Abschreibungen	C_{DEP}	3,25	4,09
Zinsen	C_{INT}	1,17	1,43
Versicherung	C_{INS}	0,27	0,33
Kraftstoff	C_F	6,95	7,88
Wartung	C_M	4,17	4,46
Personal	C_C	5,66	6,69
Gebühren	C_{FEE}	9,55	11,3
Total	C_{DOC}	31,02	36,18

Tabelle 9-1 Ergebnisse DOC Rechnung

Die Ergebnisse werden üblicherweise in einem Kreisdiagramm dargestellt. Hier erfolgt die Darstellung einmal mit und einmal ohne Gebühren, da nicht alle DOC Methoden die Gebühren zu den DOC hinzuzählen.

Eine Berücksichtigung der Zeitersparnis durch das geänderte Türkonzept in den DOC kann leider nicht stattfinden. Die von Airbus ermittelten fünf Minuten pro Vorgang gelten für Flugzeugkonzepte, die sich stark von den vorliegenden Entwürfen unterscheiden.

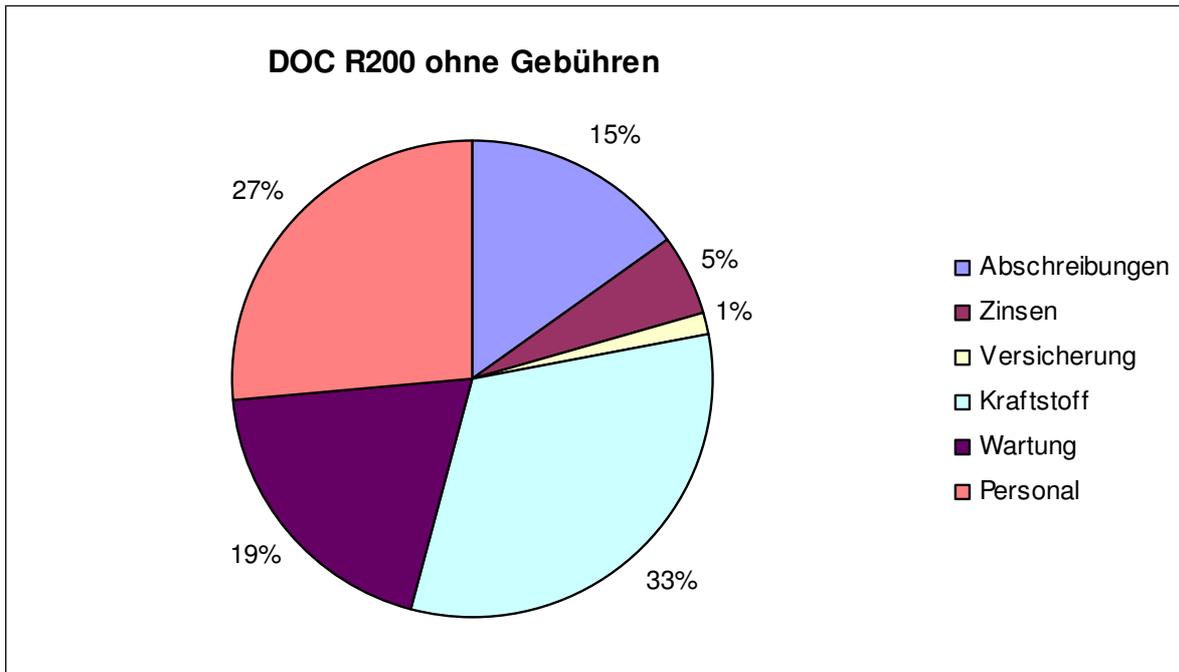


Diagramm 9-1 DOC R200 ohne Gebühren

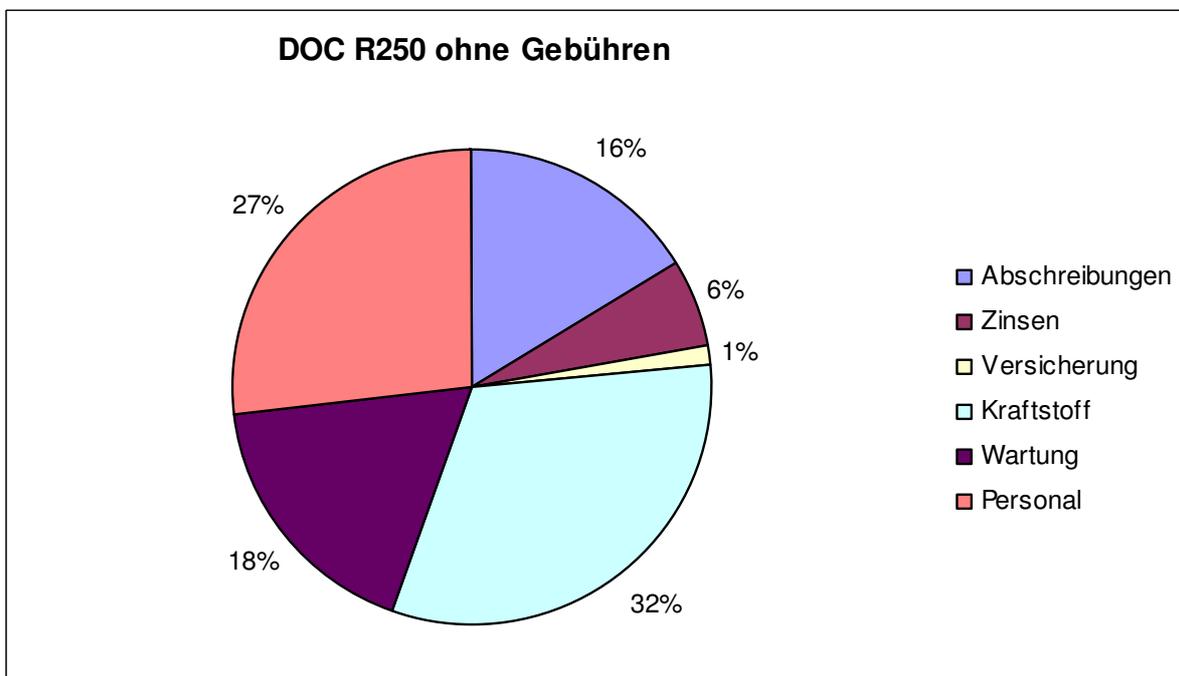


Diagramm 9-2 DOC R250 ohne Gebühren

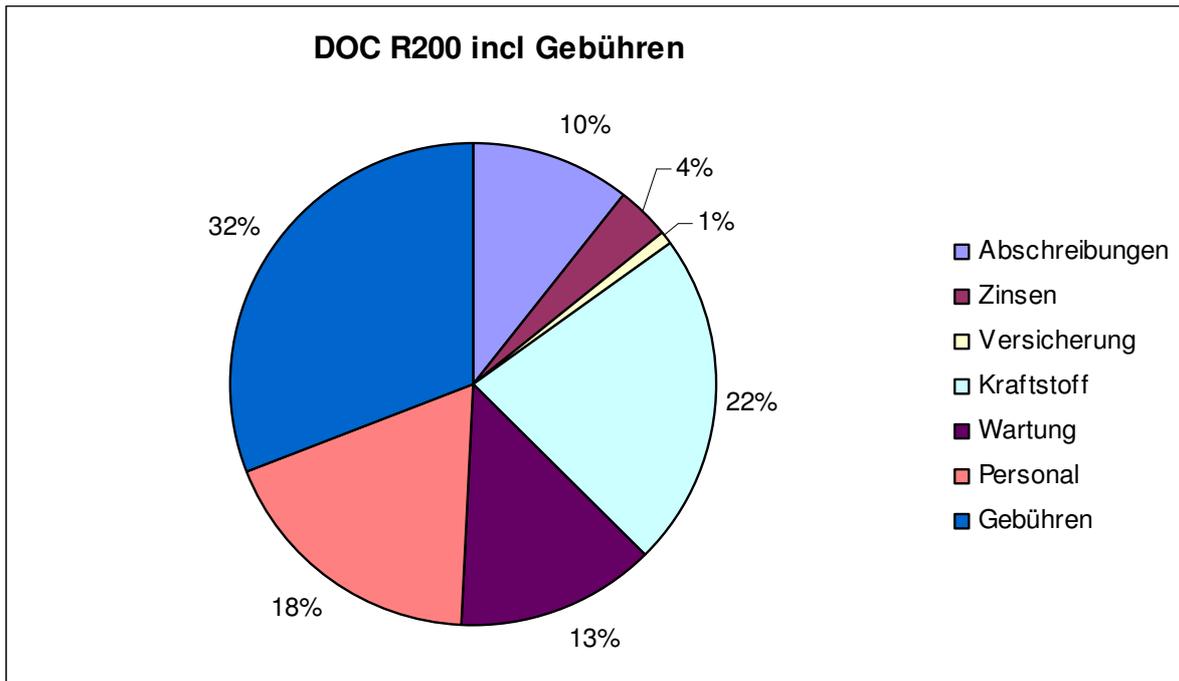


Diagramm 9-3 DOC R200 incl. Gebühren

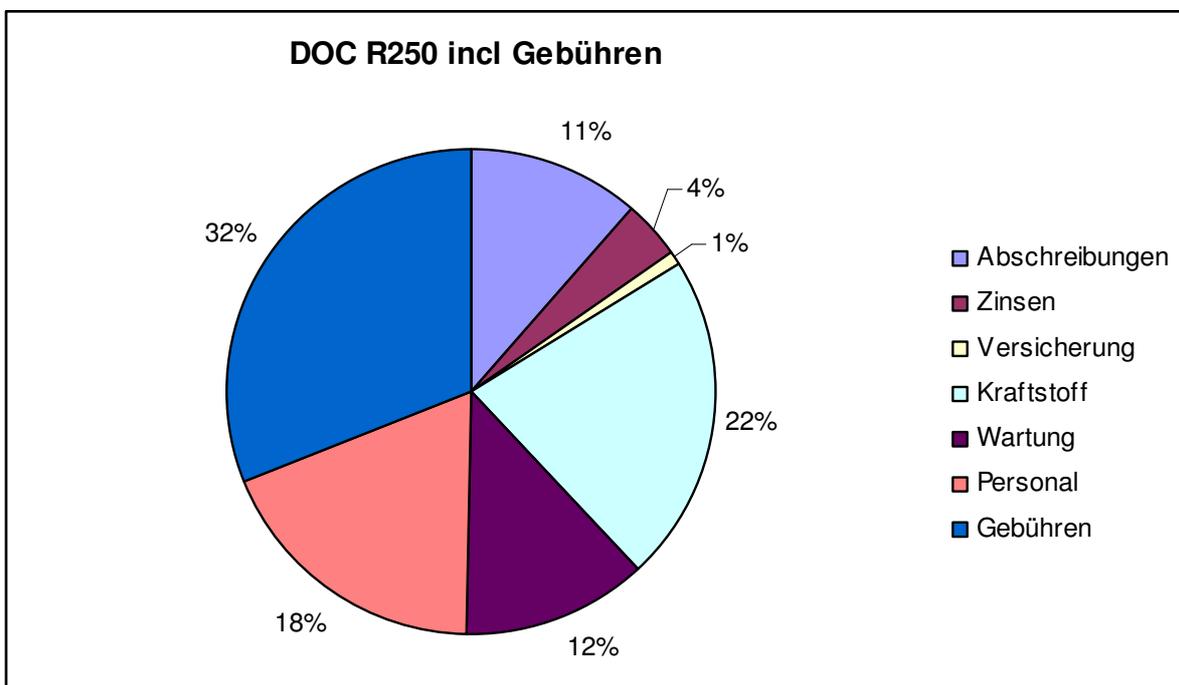


Diagramm 9-4 DOC R250 incl. Gebühren

Für die Bewertung eines Entwurfes ist es sinnvoll, mit anderen Mustern zu vergleichen. Für einen ausführlichen Vergleich sind jedoch leider nicht genügend Daten verfügbar. Ein Kreisdiagramm der DOC der Boeing 767 aus [SCHOLZ 99] ist unten abgebildet.

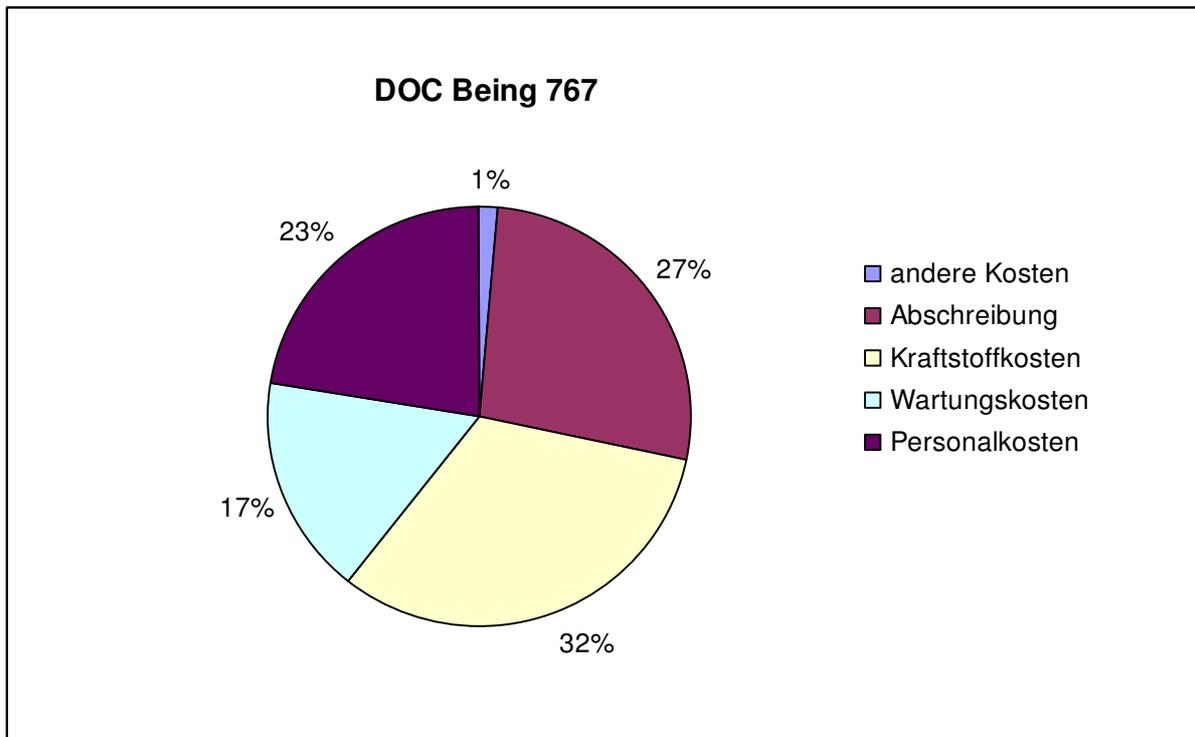


Diagramm 9-5 DOC Boeing 767 [SCHOLZ 99]

In diesem Diagramm darf davon ausgegangen werden, dass die Zinsen in den Abschreibungen enthalten sind, was durchaus üblich ist. Unter dieser Annahme zeigt sich eine erstaunliche Ähnlichkeit zu den Diagrammen der R200 und R250 (ohne Gebühren). Speziell die gleichen Anteile der Kraftstoffkosten fallen auf. Hier stehen sich gegenläufige Trends gegenüber: Ein steigender Preis für den Kraftstoff macht den niedrigeren Verbrauch der Entwürfe zunichte. Ein Vergleich der verfliegenen Kraftstoffmengen für eine 2000NM Mission zeigt Tabelle 9-2.

	Boeing 767-300	R200	R250
Rel. Block fuel / pax	Referenz	-20 %	-24 %

Tabelle 9-2 Block fuel Vergleich

Die Einsparungen der Entwürfe sind mit fast einem Viertel sehr groß und der Kombination aus geringerem Gewicht, verbesserter Aerodynamik und vor allem besseren Triebwerken geschuldet. Die hohen Kraftstoffpreise rechtfertigen sicherlich die hohen notwendigen Investitionen in neue Technologien wie CFK, ohne dies würde das Fliegen künftig immer teurer werden. Ob durch die neue Technik Flugzeuge in der Anschaffung teurer macht, bleibt abzuwarten. Der Preis richtet sich oftmals nicht allein nach technischen Gegebenheiten sondern auch nach der Marktlage. Darum ist ein Vergleich über die DOC auch grundsätzlich mit Vorsicht zu genießen, ein großer Teil der Berechnung ist von den Anschaffungskosten der Maschinen abhängig, wobei am Ende nur sehr selten bekannt wird, wie viel die Fluggesellschaften tatsächlich bezahlen. Die Folge ist eine hohe Fehleranfälligkeit dieser Methode. Für eine qualitative Betrachtung im Vorentwurf ist sie aber ausreichend.

10 Vergleich mit anderen Flugzeugen

10.1 Vergleich mit einer Airbus Studie

Die zu vergleichende Airbus Studie ist eine zweigliedrige Flugzeugfamilie (A und B) in ähnlicher Größe und bei gleicher Reichweite wie die R200 und R250. Sie unterscheiden sich aber in ihrer Konfiguration, bei der Studie handelt es sich um gewöhnliche Flugzeuge mit Triebwerken unter dem Flügel. In jedem Fall vergleichbar sind Technologielevel und Kabinenkomfort. Der Vergleich soll Aufschluss darüber geben, ob das Konzept des hiesigen Entwurfes entschiedene Vor- oder Nachteile bietet, speziell hinsichtlich der Kraftstoffverbräuche. Dafür werden zunächst einige Parameter gegeneinander gestellt. Die Angaben sind relativiert, Studie A gilt als Referenz für die R200, Studie B als Referenz für die R250. Absolute Werte dürfen an dieser Stelle nicht genannt werden.

Vergleichsparameter	Studie A	R200	Studie B	R250
Pax	212	202	247	247
max Range at SPP	2930	2930	2930	2930
rel. Block fuel 500 NM [%]	Ref. A	+1,3	Ref. B	+4,0
rel. Block fuel 1000 NM [%]	Ref. A	+1,1	Ref. B	+4,0
rel. Block fuel 2000 NM [%]	Ref. A	+0,9	Ref. B	+4,1
rel. Block fuel 2930 NM [%]	Ref. A	+1,2	Ref. B	+4,4
rel. Block fuel / pax 500 NM [%]	Ref. A	+6,3	Ref. B	+4,0
rel. Block fuel / pax 1000 NM [%]	Ref. A	+6,1	Ref. B	+4,0
rel. Block fuel / pax 2000 NM [%]	Ref. A	+5,9	Ref. B	+4,1
rel. Block fuel / pax 2930 NM [%]	Ref. A	+6,2	Ref. B	+4,4

Tabelle 10-1 Vergleich mit Airbus Studie

Als entscheidende Vergleichsparameter gelten die verbrannten Kraftstoffmengen pro Passagier bei gleicher Mission. Sowohl die kleine als auch die große Maschine haben hier deutliche Nachteile gegenüber der Referenz. Die Gründe hierfür sind in allen Bereichen zu finden. Ein Vergleich der Massen (dürfen nicht abgebildet werden) zeigt, dass die große Maschine minimal schwerer ist als die Referenz, bei der kleinen sind die Defizite schon etwas größer. In der Struktur müssen höhere Massen in Kauf genommen werden, besonders im Bereich des Hecks sind durch die verstärkten Strukturen für die Triebwerksanbindung und dickeren Hautfelder zum Schutz vor „Disc Burst“ zusätzliche Gewichte nötig. Auch die Hautfelder am oberen Rumpf vorm Flügel werden wegen des längeren vorderen Rumpfteils massiver ausfallen, um den höheren Biegemomenten zu begegnen. Weiterhin sind die Leitwerke wegen der kürzeren Hebelarme größer und somit schwerer. Hier sei auch auf die besondere Bauweise des Seitenleitwerks hingewiesen. Der drei-holmige Mittelkasten ist bei redundanter Auslegung schwerer als ein einfacher zwei-holmiger. Demgegenüber stehen deutlich niedrigere Fahrwerksmassen und niedrigere Triebwerksmassen. Letztere muss der Entwickler oft so hinnehmen, wie sie der Hersteller liefert, lediglich über den erforderlichen Schub kann er in begrenztem Maße auf deren Größe und somit Gewichte einwirken. Der vorliegende Entwurf hat im Gegensatz zu der Airbus Studie einen Getriebefan, der laut Pratt & Withney leichter zu sein scheint, als normale Turbofans. Die spezifischen Kraftstoffverbräuche der Triebwerke sind unterschiedlich. Durch das sehr frühe Entwicklungsstadium des Getriebefans wird noch mit einer Margin von +3% beim Verbrauch gerechnet werden, um garantierte Werte in den Entwurf einfließen lassen zu können. Hier steckt der Großteil des Verbrauchs nachteils. Der *SFC* des Getriebefans liegt incl. Margin 1% über dem spez. Verbrauch des Vergleichsmodells. Der weitere Entwicklungsverlauf des gewählten Antriebskonzeptes wird zeigen, inwiefern die Margin auch künftig erhalten bleibt. Sollte sie entfallen, dann liegt der *SFC* 2 % unter dem der Antriebe der Airbus Studie.

Ein weiterer Teil des Verbrauchs nachteils ist in der Aerodynamik zu finden. Eine Anhäufung von Komponenten an einer Stelle, wie bei R200 und R250 am Heck, gilt als ungünstig. Zu erklären ist dies durch die Flächenregel. Nicht zuletzt haben Triebwerke am Heck einen etwas höheren Installationswiderstand (Teil des Nullwiderstandes) als solche, die unter dem Flügel montiert sind. Diese Nachteile spiegeln sich neben den höheren Massen in den geflogenen Gleitzahlen wieder. Eine Streckungserhöhung, ob durch Anbringen von Winglets oder ohne, brächte hier eine Verbesserung, es bleiben jedoch die Defizite beim Nullwiderstand und bei der Masse.

Bleibt die Frage, ob der vorliegende Entwurf durch operationelle Vorteile gegenüber der Studie punkten kann. Das fehlende große Frachttor bei der R200 ist ein klares Minus, hinten können so keine Container eingeladen werden. Auch der stark wandernde Schwerpunkt beim Beladen oder Entladen ist nicht gewünscht. Das Bodenpersonal kann die Airbus Studie wie die meisten Standard Flugzeuge normal und quasi gedankenlos beladen, im vorliegenden Entwurf geht das nicht. Hier muss darauf geachtet werden, dass die Maschinen nicht mit dem Heck auf den Asphalt kippen. Auch eine stark Bug-lastige Beladung ist problematisch, da so

das Rotieren schwer wird und im Flug hohe Trimmwiderstände auftreten. Große Vorteile hingegen haben R200 und R250 beim Ein- und Aussteigen der Passagiere. Hier zahlt sich die zentrale Typ A Tür aus, wodurch ein Zeitvorteil entsteht. Ob dies allerdings ausreicht, um einen finanziellen Vorteil zu gewinnen, der die anderen Nachteile ausgleicht, ist fraglich, jedoch nicht ausgeschlossen. Hier sind weitere Untersuchungen notwendig.

10.2 Vergleich mit bestehenden Mustern

Ein Vergleich mit Flugzeugen, die sich im Dienst befinden, soll zeigen, wie sehr sich die neuen Technologien auf den Block fuel Verbrauch und auf die Massen auswirken. Im Rahmen der DOC ist bereits die Boeing 767 gegenübergestellt worden. Folgende Abbildungen zeigen zusätzliche andere Muster, die für Kurz- bzw Mittelstrecken ausgelegt sind. Alle abgebildeten Maschinen wurden für diesen Vergleich auf denselben Komfortstandard gebracht.

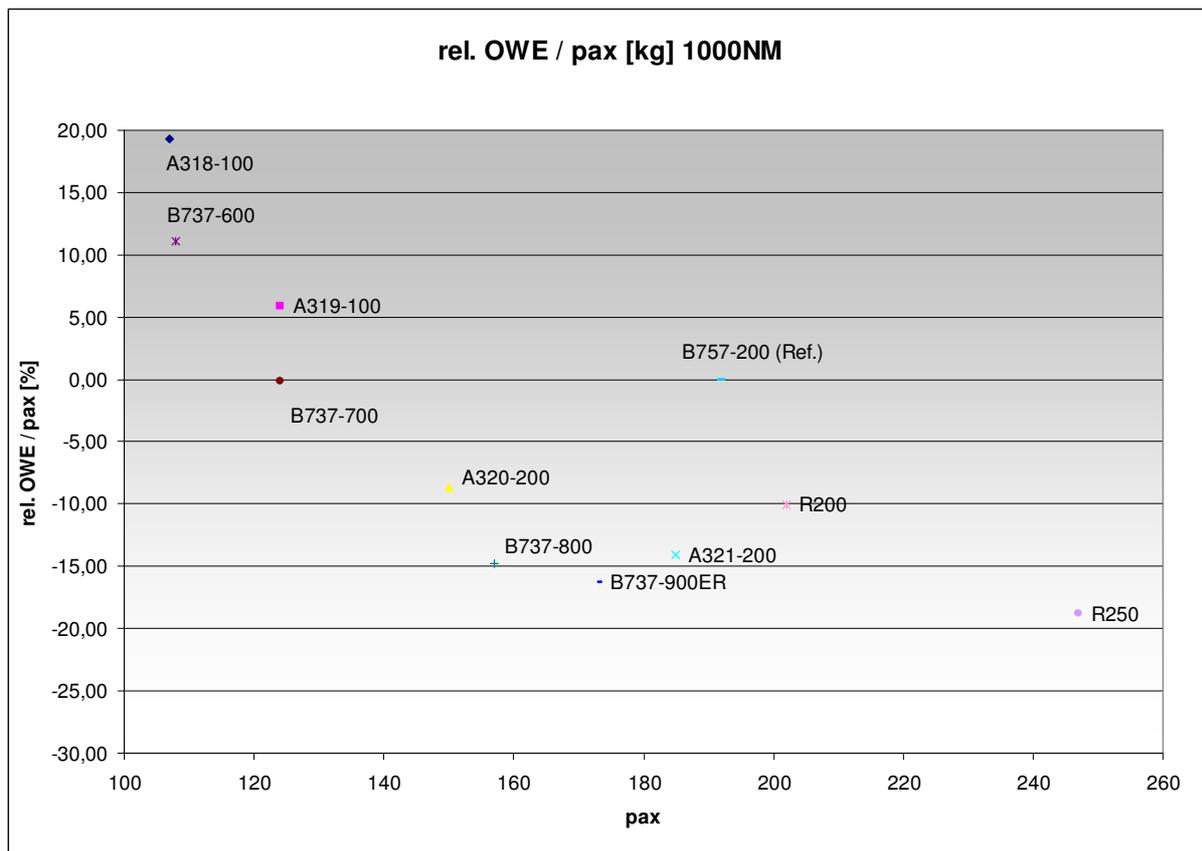


Diagramm 10-1 Vergleich OWE / pax

Diagramm 10-1 zeigt die relativen Betriebsleermassen (OWE) einiger bestehender Kurzstreckenflugzeuge im Vergleich. Wie man sieht, sind die gestreckten Versionen immer die leichteren Modelle. Trotz ihrer zwei Gänge in der Kabine sind die beiden Entwürfe erstaunlich leicht, insbesondere die R250 weist ein niedriges Strukturgewicht auf. Hier werden die großen Einflüsse der modernen Verbundmaterialien besonders deutlich.

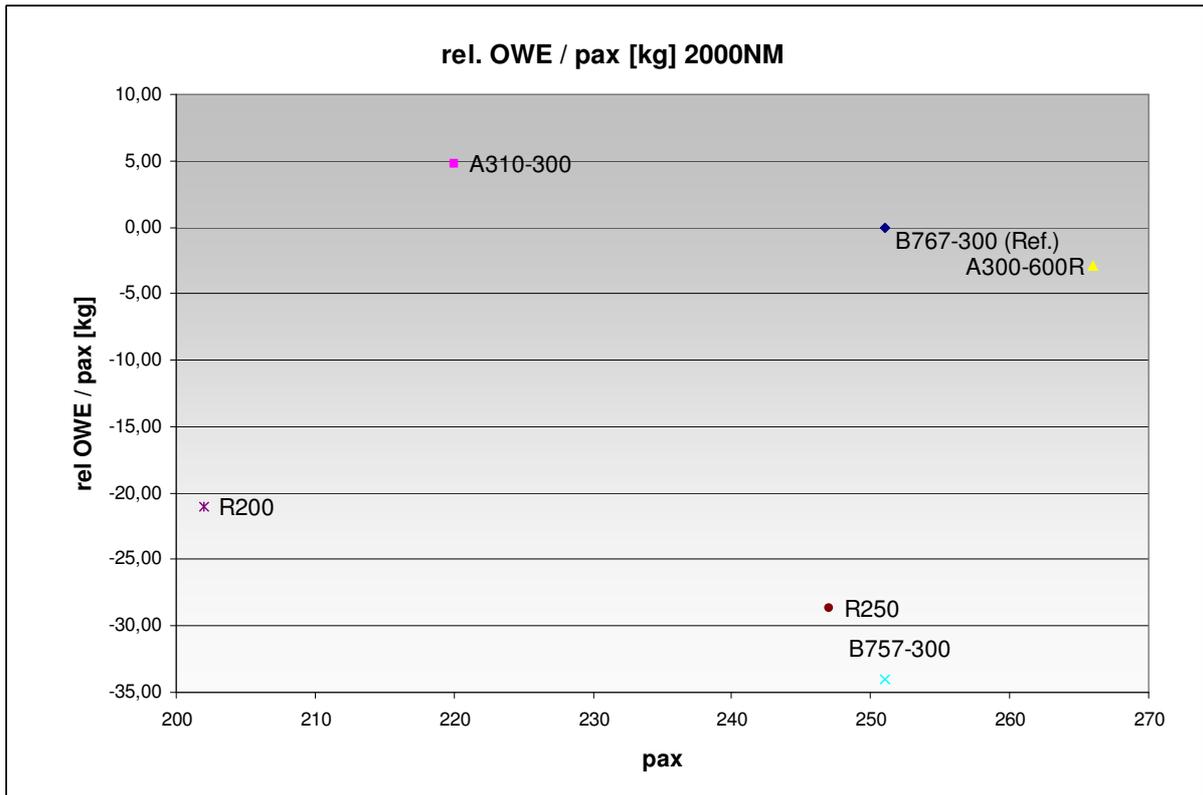


Diagramm 10-2 Vergleich OWE / pax

Das obige Diagramm zeigt die enormen Gewichtsvorteile gegenüber den bestehenden Modellen mit zwei Gängen. Die 757-300 ist ein Single Aisle Flugzeug.

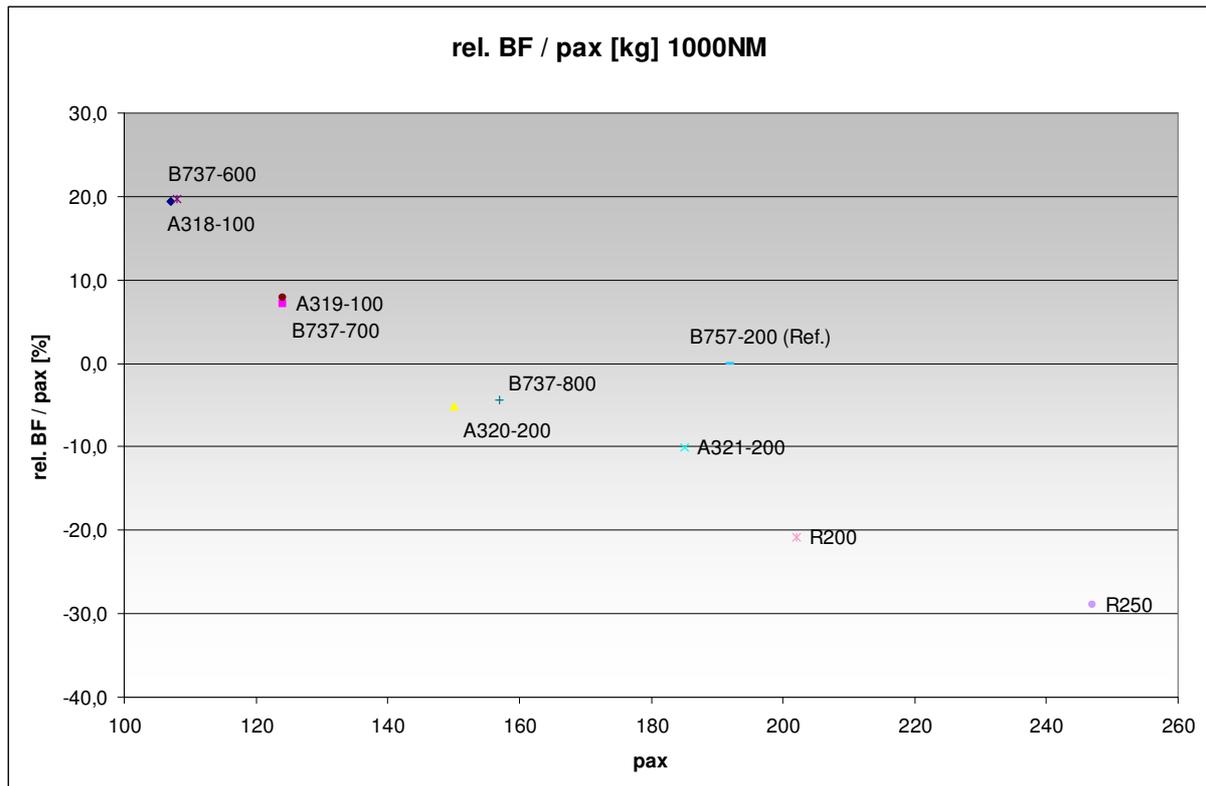


Diagramm 10-3 Block fuel Vergleich bei 1000NM

Sehr aufschlussreich ist das obige Diagramm. Darin sind ausschließlich Single Aisle Muster gegen die R200 und R250 abgebildet, die Boeing 757-200 wird hier als Referenz gewählt. Die neuen Modelle, insbesondere wieder das große Flugzeug, haben trotz ihres schlechteren Flächennutzungsverhältnisses erheblich geringere Verbräuche. Die kürzesten Versionen der aktuellen Airbus und Boeing Single Aisle schneiden besonders schlecht ab. Die R200 lässt sich hier am ehesten mit der A321, der B757-200 und der Boeing 737-900ER vergleichen. Sie ist um bis zu 21 % effektiver als diese sich im Dienst befindlichen Modelle. Bei der A321-200 sind es immerhin noch 11 %. Deren *SFC* ist um 12% schlechter als der des Getriebefan. Andersherum könnte man auch sagen, dass bei identischen Triebwerken die Effizienz nahezu gleich ist. Somit ist der Nachteil des schlechten Flächennutzungsverhältnisses des 7 Abreast hier durch den Einsatz moderner Materialien und verbesserter Aerodynamik wett gemacht. Die R250 fällt in diesem Vergleich aufgrund ihrer Kapazität etwas aus dem Rahmen, hat jedoch den mit Abstand niedrigsten Kraftstoffbedarf pro Passagier für die 1000NM Mission, sie spart hier bis zu 29 % gegenüber der Referenz.

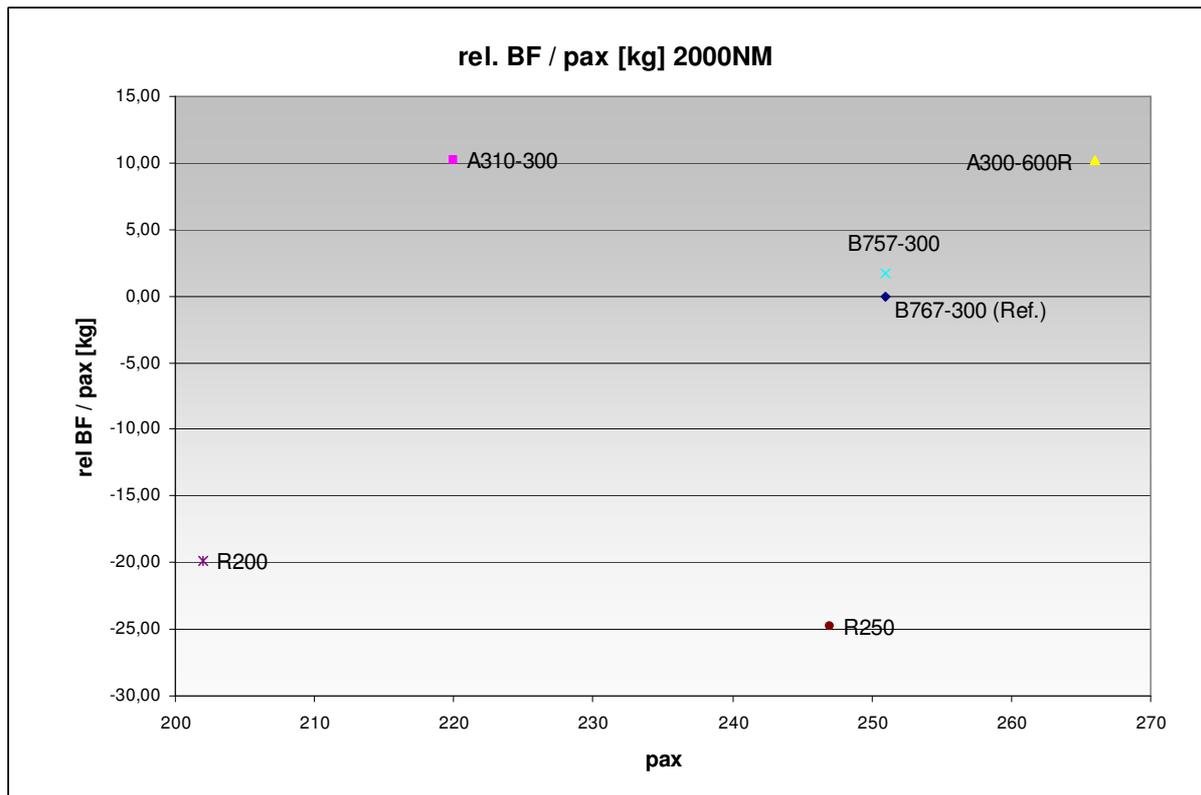


Diagramm 10-4 Block fuel Vergleich 2000NM

Eine Gegenüberstellung mit bestehenden Mittelstreckenflugzeugen für eine 2000NM Mission (Referenz: Boeing 767-300) zeigt ebenfalls große Effizienzvorteile. Die A300 hat bei höchster Sitzplatzkapazität zusammen mit ihrer Schwester der A310 den höchsten Verbrauch, ist aber auch die älteste Maschine in diesem Vergleich. Die etwas neueren Boeing Modelle sind nicht ganz so stark im Nachteil, jedoch zeigen sich auch bei diesen Maschinen die großen Fortschritte hinsichtlich der zu erwartenden zukünftigen Technologien.

11 Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit ist eine zwei gliedrige Flugzeugfamilie für den Kurzstreckenbereich mit hoher Kapazität entwickelt worden. Dabei wurde viel Zeit in die Entwicklung und Analyse eines flexibel einsetzbaren Rumpfquerschnitts investiert. Ziel war es, den Querschnitt für möglichst viele verschiedene Komfortstandards gleichermaßen einsetzbar zu machen. Das Ergebnis der Untersuchungen führte zu einem 7 Abreast im 2-Klassen Layout. Dieser bietet jedoch ein schlechtes Flächennutzungsverhältnis mit leichtem Nachteil hinsichtlich der Effizienz. Daher kommt der Wunsch nach der Möglichkeit, die gewählte Cross-section auch als 8 Abreast Nutzen zu können. Dies ist gelungen, allerdings müssen hierfür deutliche Komforteinbußen bei den Sitzbreiten in Kauf genommen werden. In Europa oder Nordamerika, wo die Menschen groß gewachsen sind, hätte dieser 8 Abreast sicherlich Akzeptanzprobleme. In Gegenden der Erde, wo die Menschen weniger groß sind, ist ein Einsatz aber durchaus denkbar. Gerade in den boomenden Regionen Asiens werden in Zukunft immer mehr Menschen das Verkehrsmittel Flugzeug nutzen wollen. Hier können die R200 und die R250 als attraktive Produkte angeboten werden. Wäre der Rumpfquerschnitt so gewählt worden, dass er auch für große Menschen als 8 Abreast gut funktioniert, so ergäben sich zu große Nachteile hinsichtlich der Effizienz für das Standardlayout, so wurde hierauf bewusst verzichtet. Die grundsätzlichen und schon vorher erwarteten Probleme in der Business Class bei einem 7 Abreast sind auch in diesem Entwurf deutlich geworden. Allerdings ist die gefundene Lösung sehr gut vertretbar und erhält keinerlei Showstopper. Insgesamt ist der Autor der Meinung, für diesen Aufgabenschwerpunkt den besten Kompromiss gefunden zu haben.

Die Entwicklung einer Flugzeugfamilie hat immer das Ziel, möglichst viele Komponenten für mehrere Flugzeuge gleichermaßen verwendbar zu machen. Dies wurde zweifelsohne erreicht. So kommen neben einem identischen Rumpfquerschnitt auch die gleichen Flügelgeometrien, Triebwerke und Leitwerke zum Einsatz. Weiterhin wird ein Großteil der Systeme in beiden Flugzeugen identisch ausgeführt. Eine Anpassung einzelner Elemente, die etwa MTOW oder Passagierzahl abhängig sind, muss im weiteren Verlauf der Entwicklung überprüft werden. Während beispielsweise die Klimaanlage in diesem Entwurf als unterschiedlich leistungsfähig betrachtet wurde, muss dies in der Produktion später aus Kostengründen nicht unbedingt der Fall sein. Als Basis für den Rumpfantwurf diente die R250. Um die geforderten Passagierzahlen für das kleine Flugzeug zu treffen, wurden aus dem Rumpfteil vor dem Flügel 6 und aus dem Teil hinter dem Flügel 4 Spantsegmente entnommen. In der Folge gerät der hintere Rumpfteil durch den weit hinten sitzenden Flügel so kurz, dass beim kleinen Flugzeug das hintere Frachttor entfallen muss. Dies ist sehr unglücklich, denn ein Schwerpunkt des Entwurfes war es, die operationellen Fähigkeiten bei der Bodenabfertigung zu optimieren. In diesem Zusammenhag steht auch die Entwicklung und Einarbeitung eines innovativen Türkonzepts. In Kombination mit am Heck montierten Triebwerken und dem durch die veränderte Schwerpunktsituation nach hinten wandernden Flügel konnte eine zentral angeordnete große Typ A Tür realisiert werden. So ergibt sich ein Vorteil beim Ein-

und Aussteigen der Passagiere. Diese können jetzt in zwei Reihen nebeneinander die Maschinen betreten und gleichzeitig nach links und rechts die Kabine besetzen. Der sich dadurch ergebene Zeitvorteil wurde nicht konkret ermittelt und wäre spekulativ. Die von Airbus untersuchten Konzepte ergaben fünf Minuten Ersparnis, sind aber zu unterschiedlich zu den hiesigen Entwürfen, weshalb eine Berücksichtigung in den DOC wegefallen musste. Hier sind intensivere Untersuchungen notwendig. Aus Kostengründen sind für die kleine und für die große Maschine dieselben Türkonzepte erarbeitet worden. So kommen jeweils sechs Typ A Türen zum Einsatz. Getrieben wurde dies durch das Ultra High Density Layout der R250, in der mit 330 Sitzen die maximal erlaubte Zahl mit dieser Türkombination erreicht wurde. Die Beibehaltung der Türen hat den Vorteil, dass keine zusätzlichen Notausstiege eingebaut werden müssen. Die in Kombination mit Rumpfquerschnitt und Türkonzept entwickelten Kabinenlayouts sind gut gelungene Vorschläge für die Anordnung von Sitzen, Küchen und Toiletten. Mit Schwerpunkt auf die 2 Klassen Layouts wurde erreicht, dass auch eine Ausstattung als High Density und als Ultra High Density eingebaut werden kann.

Gleichzeitig mit der Entwicklung der Layouts sind auch die Frachträume gestaltet worden. Die laut Vorgabe zu verlandenden LD3-46W Container kommen hier zum Einsatz und sind somit der Designtreiber. Um Möglichst viele von Ihnen unterzubringen, ist der Frachtraumboden im vordern Rumpfsegment weit zum Bug gezogen worden. Dadurch ergab sich eine Außenkontur der Bugsektion die sich von bestehenden etwas unterscheidet. Die Hecksektion wurde so gewählt, dass sich gute Heckfreiwinkel bei optimaler Frachtraumnutzung ergeben. Dies ist jedoch mit Blick auf die fehlende hintere Cargo Tür bei der R200 nur bedingt gelungen.

Im Rahmen dieser Diplomarbeit ist auch ein Flügelentwurf vollzogen worden. In Anlehnung an die Literatur, das Vorlesungsscript [SCHOLZ 99] und bestehende Modelle wurde versucht, eine für beide Flugzeuge passende Planform zu finden, was am Ende auch gelungen ist. Dabei fiel auf, dass mit fortschreitender Entwicklung sich die Planform immer mehr den bestehenden annäherte. Am Ende zeigte sich die Flügelfläche von der geforderten Anfluggeschwindigkeit getrieben. Die Integration des Fahrwerks stellte sich als besondere Herausforderung dar. Denn die Schwerpunktsituation am Boden und in der Luft verlangen nach gegensätzlichen Lösungen. So will der Flügel in der Luft gern weiter vorn sitzen, während das Fahrwerk am Boden gern weiter nach hinten möchte. Bei einer Kopplung von Fahrwerks- und Flügelposition musste hier ein Kompromiss gefunden werden, in dessen Folge bei falscher Beladung am Boden das Heck der Maschinen auf den Asphalt kippen kann. Deshalb sind hierzu Anweisungen an das Bodenpersonal auszugeben. Um alle Schwerpunktlagen in der Luft zu ermöglichen ist das Höhenleitwerk in seiner Größe üppig ausgefallen. Die Nachteile bei Nullwiderstand und Masse sind jedoch gering. Für das Seitenleitwerk wurden durchschnittliche Werte aus der Literatur und aus Statistiken gewählt. Hier sind weitere Untersuchungen notwendig. Etwaige Änderungen sind sehr wahrscheinlich gering und wirken sich auf die Gesamtpformance der Flugzeuge weniger stark.

Die Wahl der Triebwerke fiel auf den Getriebefan von Pratt & Whitney. Dieser verspricht besonders niedrige Verbrauchswerte bei geringem Gewicht. Seine Charakteristik führt zu sehr guten Steigraten in niedrigen Höhen. Im Reisflug allerdings ist das Triebwerk durch das hohe Nebenstromverhältnis schublimitiert. Bei der Integration der Antriebe wurden zunächst bestehende Muster untersucht und deren Triebwerkspositionen vorläufig übernommen. In einem weiteren Schritt ist die Lage dann optimiert worden, um den Kriterien bei *Disc Burst* gerecht zu werden. Das Ergebnis ist wie so oft ein Kompromiss, in diesem Fall aus Zugänglichkeit der hinteren Tür, Vermeidung von zum Verlust der Maschine führenden Strukturschäden bei herausfliegenden Teilen und minimierten Hebelarmen der Triebwerksmassen für die Gesamtschwerpunktlage.

Intensiv untersucht wurden die Flugleistungen der Entwürfe. Mit Hilfe des Tools AMPLI wird hier die Frage beantwortet: „Wie leistungsfähig ist der Entwurf“. Gleichzeitig sind Berechnungen zu den Flugleistungen das zentrale Element für den iterativen Entwicklungsprozess. In mehreren Schleifen wurden Flugzeugmassen und Schwerpunkte angepasst, Flügelpositionen geändert, Flügel- und Höhenleitwerksgröße überprüft, Triebwerksschub angepasst. Am Ende konvergierten die Massen, so dass die letztmaligen Flugleistungsberechnungen zuverlässige Ergebnisse lieferten. Diese Ergebnisse wurden dann mit einer bestehenden Airbus Studie verglichen. Die Brisanz der Daten ließen es lediglich zu, die Flugzeuge in einer kurzen Gegenüberstellung qualitativ zu beurteilen und zu analysieren. Zusätzlich wurden bestehende Muster aus dem Kurz- und Mittelstreckensegment mit den Entwürfen verglichen. Die hier gezeigten Diagramme machen den Fortschritt der Technologien besonders deutlich.

Sämtliche Ausarbeitungen sind in einer übersichtlichen Dokumentation zusammengestellt worden. Dabei stellte sich die Darstellung des Iterationsprozesses als besonders problematisch heraus. Wären alle Schritte abgebildet und erläutert worden, ergäbe sich ein Bericht jenseits von 500 Seiten. So konnten immer nur die endgültigen Zeichnungen und Ergebnisse gezeigt werden, was für den Leser sicherlich auch am sinnvollsten und interessantesten ist. Das Hauptziel des Autors ist es gewesen, dem Leser die Gedankengänge und Lösungsfindungen so gut wie möglich nachvollziehbar zu machen. Die kurze Zeit machten in der Bearbeitung einzelner Abschnitte Kompromisse notwendig, so dass nicht jedes Thema in all seinen Facetten ausführlich untersucht werden konnte. Am Ende entstand innerhalb von nur drei Monaten ein umfangreicher Bericht über einen vollständigen Entwurf einer Flugzeugfamilie.

12 Ausblick

Bleibt am Ende die Frage, ob das untersuchte Konzept Potenzial hat oder nicht. Das Ergebnis dieser Arbeit sollte nicht zwangsläufig dazu führen, das Rad neu zu erfinden. Vielmehr sollte in einer sachlichen Analyse festgestellt werden, ob in der Kombination aus Hecktriebwerken und anderer Türanordnung, eine Alternative zu Standardkonfigurationen besteht. Eine Antwort muss differenziert ausfallen. Die R200 scheint in einer Größenordnung zu liegen, wo sich eher ein Single Aisle anbietet, zumindest bei am Heck montierten Triebwerken. Denn der nach hinten gewanderte Flügel macht den Bereich zwischen Flügel und Antrieb so kurz, dass dort die Cargo Tür entfallen muss. Mit Blick auf eine möglichst zügige Bodenabfertigung ist dies ein klarer Nachteil der kleinen Maschine. Dieses Problem tritt bei der R250 nicht auf. Beiden Flugzeugen gemein ist jedoch der stark wandernde Schwerpunkt beim Be- und Entladen, mit der Folge, dass für das Bodenpersonal Anweisungen auszugeben sind, in welcher Reihenfolge be- oder entladen werden darf.

Es gibt aber auch Vorteile. Der Flügel dürfte aufgrund fehlender Triebwerksanbindungen kostengünstiger herzustellen sein, gleichzeitig ist er aerodynamisch sauber und damit effizienter. Auch das Fahrwerk ist leichter und vermutlich billiger. Die Lage des Hauptfahrwerks weit hinten macht große Anstellwinkel möglich, so dass theoretisch höhere Auftriebsbeiwerte bei Start und Landung erreicht werden. Jedoch stehen dem die höheren Flugzeugmassen gegenüber. Die Integration der Triebwerke am Heck bereitet weniger Probleme, falls die Nebenstromverhältnisse weiter steigen sollten, zumindest trifft dies auf die räumliche Integration zu, denn gleichzeitig werden diese auch schwerer, mit den bekannten Auswirkungen auf die Schwerpunktsproblematik.

Bei Betrachtung der Vor- und Nachteile scheint das kleine Flugzeug weniger Potenzial zu besitzen. In dieser Größenordnung eignet sich eher ein Single Aisle, oder die Triebwerke sollten unter dem Flügel angebracht werden. Die R250 ist durch ihr hinteres Frachttor und die bessere Effizienz ein realistischer Entwurf. Sollten die Fluggesellschaften großen Wert auf hohe Flexibilität mit kurzen Bodenabfertigungsprozessen legen, könnte dieses Flugzeug ein attraktives Produkt darstellen.

13 Literaturverzeichnis

- 1 [ROSKAM I ... VIII] ROSKAM, J.: *Airplane Design, Bd. I-VIII, Ottawa, Kansas, 1989-1991*
- 2 [LOFTIN 80] LOFTIN, L.K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance, NASA Reference Publication 1060, 1980*
- 3 [RAYMER 92] RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, Washington D.C.: AIAA, 1992*
- 4 [TORENBEEK 82] TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft: University Press, 1982*
- 5 [TORENBEEK 88] TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft: University Press, 1988*
- 6 [DATCOM 78] HOAK, D.E.: *USAF Stability and Control Datcom, Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division, Ohio, 1978. – Vertrieb: NTIS*
- 7 [BÖTTGER] BÖTTGER, O.: *Wing Design, Manuskript zum Masterkurs HAW Hamburg, ohne Jahreszahl*
- 8 [BÖTTGER 93] BÖTTGER, O.: *Entwurf einer Flugzeugfamilie als Konkurrenz zur Boeing 747-400 und Boeing 777-300, Diplomarbeit, Fachhochschule Hamburg, 1992-1993*
- 9 [VOLLERS 05] VOLLERS, L.: *Entwurf einer neuen Langstrecken-Flugzeugfamilie mit modularem Rumpfquerschnitt, Diplomarbeit, Technische Universität Braunschweig, 2005*
- 10 [SCHOLZ 99] SCHOLZ, D. Prof. Dr.-Ing.: *Script zur Vorlesung Flugzeugentwurf, Fachhochschule Hamburg, 1999*
- 11 [MESSNER 06] MESSNER, C.: *Beschreibung der Bodenbelastung durch Flugzeuge mit Hilfe der ACN/PCN Methode, Studienarbeit, HAW Hamburg, 2006*
- 12 [SCHÄUFELE 07] SCHÄUFELE, S.: *Design of a long range aircraft with three engines, Diplomarbeit, Universität Stuttgart, 2007*

- 13 [GRÜNDER 08] GRÜNDER, M.: *Varianten nach dem Bindestrich, Flugrevue S.90, Ausgabe 1-2008*
- 14 [HOEVELLER 07] HOEVELLER, P.: *Start frei für die nächste Generation, Flugrevue S.57-58, Ausgabe 10-2007*
- 15 [HOEVELLER 07] HOEVELLER, P.: *Durchbruch für den Getriebefan, Flugrevue S.92, Ausgabe 12-2007*
- 16 [AIRBUS 02] Airbus: *Getting to grips with aircraft performance, Flight Operations Support & Line Assistance, Customer Services, Blagnac, France, January 2002*
- 17 [SEIBEL 05] SEIBEL, M. Prof. Dr.-Ing.: *Strukturkonstruktion Vorlesungsskript, 2005*
- 18 [HÜNECKE 04] HÜNECKE, K.: *Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges, Motor Buch Verlag, 2004*
- 19 [BLAHA 75] BLAHA, J.B.: *Integration of aft-fuselage-mounted flow-through engine nacelles on an advanced transport configuration at mach numbers from 0.6 to 1.0, NASA Technical Memorandum, NSA TM X-3178, 1975*
- 20 [TRAHMER 04] TRAHMER, B.: *Vorlesung Fahrwerke zum Fach Flugzeugbau, HAW Hamburg, 2004*
- 21 [TRANSPORT CANADA 01] Transport Canada, Aerodrome Safety, AARME: *Aircraft Classification Number (ACN's), Ottawa, Canada, 2001*
- 22 [AC 25.807-1] Advisory Circular, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration: *Subject: Uniform Distribution of Exists, Initiated by: ANM-110, 8/13/90*
- 23 [MARCKWARDT 98a] MARCKWARDT, K. Prof. Dr.-Ing.: *Vorlesungsunterlagen zum Fach Flugzeugentwurf, Fachhochschule Hamburg, 1998*
- 24 [KOTTYSCH 08] KOTTYSCH, S.H.: *Runway Strenght, 2008*
<http://www.eddh.de/topics/acn-pcn.html>

14 Anhang

14.1 Berechnungen der MAC Linie

Ein Doppeltrapezflügel ist aus zwei einfachen Trapezflügel und einem Rechteckflügel zusammengesetzt. Für die Berechnungen eines einfachen Trapezflügels gilt zunächst:

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{2b}{c_r(1+\lambda)} \quad (14.1)$$

$$c_{MAC} = \frac{2}{3} c_r \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \quad (14.2)$$

$$S = \frac{b}{2} c_r (1+\lambda) \quad (14.3)$$

$$\frac{y_{MAC}}{0,5b} = \frac{1 - \frac{c_{MAC}}{c_r}}{1-\lambda} = \frac{1}{3} \left(\frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \right) \quad (14.4)$$

Für den Doppeltrapezflügel gilt:

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{2b}{c_r [(1-\lambda)\eta_k + \lambda_i + \lambda]} \quad (14.5)$$

$$c_{MAC} = \frac{c_{MAC,i} \cdot S_i + c_{MAC,0} \cdot S_0}{S} \quad (14.6)$$

$$S = S_i + S_0 = \frac{b^2}{\Lambda} = \frac{b}{2} c_r [(1-\lambda)\eta_k + \lambda_i + \lambda] \quad (14.7)$$

$$y_{MAC} = \frac{y_{MAC,i} \cdot S_i + (y_k + y_{MAC,0}) \cdot S_0}{S_i + S_0} \quad (14.8)$$

14.2 Berechnung der DOC's

Sämtliche Gleichungen entstammen [SCHOLZ 99].

14.2.1 Abschreibung

Für die Abschreibung gilt:

$$C_{DEP} = \frac{P_{Total} \cdot \left(1 - \frac{P_{residual}}{P_{Total}}\right)}{n_{DEP}} \quad (14.9)$$

Mit:

$$P_{Total} = P_{Delivery} + P_S \quad (14.10)$$

$$P_{Delivery} = \frac{P_{Delivery}}{n_{Pax}} \cdot n_{Pax} \quad (14.11)$$

$$P_{Delivery} \approx 265000US\$$$

$$P_S = k_{S,AF} \cdot P_{AF} + k_{S,E} \cdot n_E \cdot P_E \quad (14.12)$$

$$P_{AF} = P_{Delivery} - n_E \cdot P_E \quad (14.13)$$

$$P_E = 293US\$ \cdot \left(\frac{T_{T/O,E}}{N}\right)^{0,81} \quad (14.14)$$

Nach AEA 1989b gilt:

$$n_{DEP} = 16$$

$$\frac{P_{residual}}{P_{Total}} = 0,1$$

$$k_{S,AF} = 0,1$$

$$k_{S,E} = 0,3$$

Ergebnisse:

	R200	R250
$P_{Delivery}$ [10^6 US\$]	53,5	65,5
P_E [10^6 US\$]	1,56	1,56
P_{AF} [10^6 US\$]	50,4	62,4
P_S [10^6 US\$]	5,97	7,17
P_{Total} [10^6 US\$]	59,47	72,67
C_{DEP} [10^6 US\$]	3,35	4,09

Tabelle 14-1 Ergebnisse Abschreibung

14.2.2 Zinsen

$$C_{INT} = p_{av} \cdot P_{Total} \quad (14.15)$$

Nach AEA 1989b ist $p_{av} = 0,0197$.

Ergebnisse:

	R200	R250
C_{INT} [10^6 US\$]	1,17	1,43

Tabelle 14-2 Ergebnisse Zinsen

14.2.3 Versicherung

$$C_{INS} = k_{INS} \cdot P_{Delivery} \quad (14.16)$$

Nach AEA 1989b ist $k_{INS} = 0,005$.

Ergebnisse:

	R200	R250
C_{INS} [10^6 US\$]	0,268	0,328

Tabelle 14-3 Ergebnisse Versicherung

Kraftstoffkosten

$$C_F = n_{t,a} \cdot P_F \cdot m_F \quad (14.17)$$

Anzahl der Flüge pro Jahr, $n_{t,a}$:

$$n_{t,a} = \frac{U_{a,f}}{t_f} \quad (14.18)$$

Mit:

$$U_{a,f} = t_f \cdot \frac{k_{U1}}{t_f + k_{U2}} \quad (14.19)$$

 m_F und t_f werden mit dem Programm AMPLI ermittelt.

	R200	R250
k_{U1} [h]	4800	4800
k_{U2} [h]	0,42	0,42
m_F für 1000NM [kg]	6586	7468
t_f für 1000 NM [h]	2,67	2,67
P_F am Tag der Berechnung [US\$/kg]	0,8	0,8

Tabelle 14-4 Werte zur Berechnung der Kraftstoffkosten

Ergebnisse:

	R200	R250
$U_{a,f}$ [h]	4142	4142
$n_{t,a}$ [-]	1552	1552
C_F [10^6 US\$]	6,95	7,88

Tabelle 14-5 Ergebnisse Kraftstoffkosten

14.2.4 Wartungskosten

$$C_M = ((t_{M,AF,f} + t_{M,E,f}) \cdot L_M + C_{M,M,AF,f} + C_{M,M,E,f}) t_f n_{t,a} \quad (14.20)$$

Mit:

$$t_{M,AF,f} = \frac{1}{t_f} \left(9 \cdot 10^{-5} \frac{1}{kg} \cdot m_{AF} + 6,7 - \frac{350000kg}{m_{AF} + 75000kg} \right) \cdot (0,8h + 0,68 \cdot t_f) \quad (14.21)$$

$$C_{M,M,AF,f} = \frac{1}{t_f} \left(4,2 \cdot 10^{-6} + 2,2 \cdot 10^{-6} \frac{1}{h} \cdot t_f \right) P_{AF} \quad (14.22)$$

$$t_{M,E,f} = n_E \cdot 0,21 \cdot k_1 \cdot k_3 \left(1 + 1,02 \cdot 10^{-4} \frac{1}{N} \cdot T_{T/O,E} \right)^{0,4} \cdot \left(1 + \frac{1,3h}{t_f} \right) \quad (14.23)$$

$$C_{M,M,E,f} = n_E \cdot 2,56 \frac{US\$}{h} \cdot k_1 (k_2 + k_3) \cdot \left(1 + 1,02 \cdot 10^{-4} \frac{1}{N} \cdot T_{T/O,E} \right)^{0,8} \cdot \left(1 + \frac{1,3h}{t_f} \right) k_{INF} \quad (14.24)$$

$$m_{AF} = m_{OE} - m_{E,inst} \quad (14.25)$$

$$k_1 = 1,27 - 0,2 \cdot BPR^{0,2} \quad (14.26)$$

$$k_2 = 0,4 \cdot \left(\frac{OAPR}{20} \right)^{1,3} + 0,4 \quad (14.27)$$

$$k_3 = 0,032 \cdot n_C + k_4 \quad (14.28)$$

$$k_4 = 0,57 \text{ für 2 Wellen} \quad (14.29)$$

$$k_{INF} = (1 + p_{INF})^{n_{year} - n_{method}} \quad (14.30)$$

Mit:

$$n_E = 2$$

$$T_{T/O,E} = 39700 \text{ N}$$

$$BPR = 10,5$$

$$OAPR = 23$$

$$n_C = 15$$

$$p_{INF} = 0,033$$

$$n_{year} = 2008$$

$$n_{method} = 1989$$

Ergebnisse:

	R200	R250
$t_{M,AF}$ [h]	7,8	8,5
$C_{M,M,AF,f}$ [US\$/h]	190,2	233,9
$t_{M,E,f}$ [h]	1,23	1,23
$C_{M,M,E,f}$ [US\$/h]	94,43	94,43
m_{AF} [kg]	46134	52603
k_1	0,95	0,95
k_2	0,88	0,88
k_3	1,05	1,05
k_4	0,57	0,57
C_M [10 ⁶ US\$]	4,17	4,46

Tabelle 14-6 Ergebnisse Wartungskosten

14.2.5 Personalkosten

$$C_C = (n_{CO} \cdot L_{CO} + n_{CA} \cdot L_{CA}) t_b \cdot n_{t,a} \quad (14.31)$$

Mit:

$$\begin{aligned} n_{CO} &= 2 \\ L_{CO} &= 350 \text{ US$/h (geschätzt)} \\ n_{CA} &= 5 \text{ für R200, 7 für R250} \\ L_{CA} &= 120 \text{ US$/h (geschätzt)} \\ t_b &= 2,8 \text{ aus AMPLI} \end{aligned}$$

Ergebnisse:

	R200	R250
C_C [10 ⁶ US\$]	5,66	6,69

Tabelle 14-7 Ergebnisse Personalkosten

14.2.6 Gebühren

$$C_{FEE} = C_{FEE,LD} + C_{FEE,NAV} + C_{FEE,GND} \quad (14.32)$$

Mit:

$$C_{FEE,LD} = k_{LD} \cdot m_{MTO} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} \quad (14.33)$$

$$C_{FEE,NAV} = k_{NAV} \cdot R \cdot (m_{MTO}) \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} \quad (14.34)$$

$$C_{FEE,GND} = k_{GND} \cdot m_{PL} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} \quad (14.35)$$

Mit:

$$k_{LD} = 0,0059$$

$$k_{NAV} = 0,00166$$

$$k_{GND} = 0,11$$

Ergebnisse:

	R200	R250
$C_{FEE,LD}$ [10 ⁶ US\$]	1,66	1,9
$C_{FEE,NAV}$ [10 ⁶ US\$]	1,49	1,6
$C_{FEE,GND}$ [10 ⁶ US\$]	6,4	7,8
C_{FEE} [10⁶ US\$]	9,55	11,3

Tabelle 14-8 Ergebnisse Gebühren

14.3 Exit-Rules

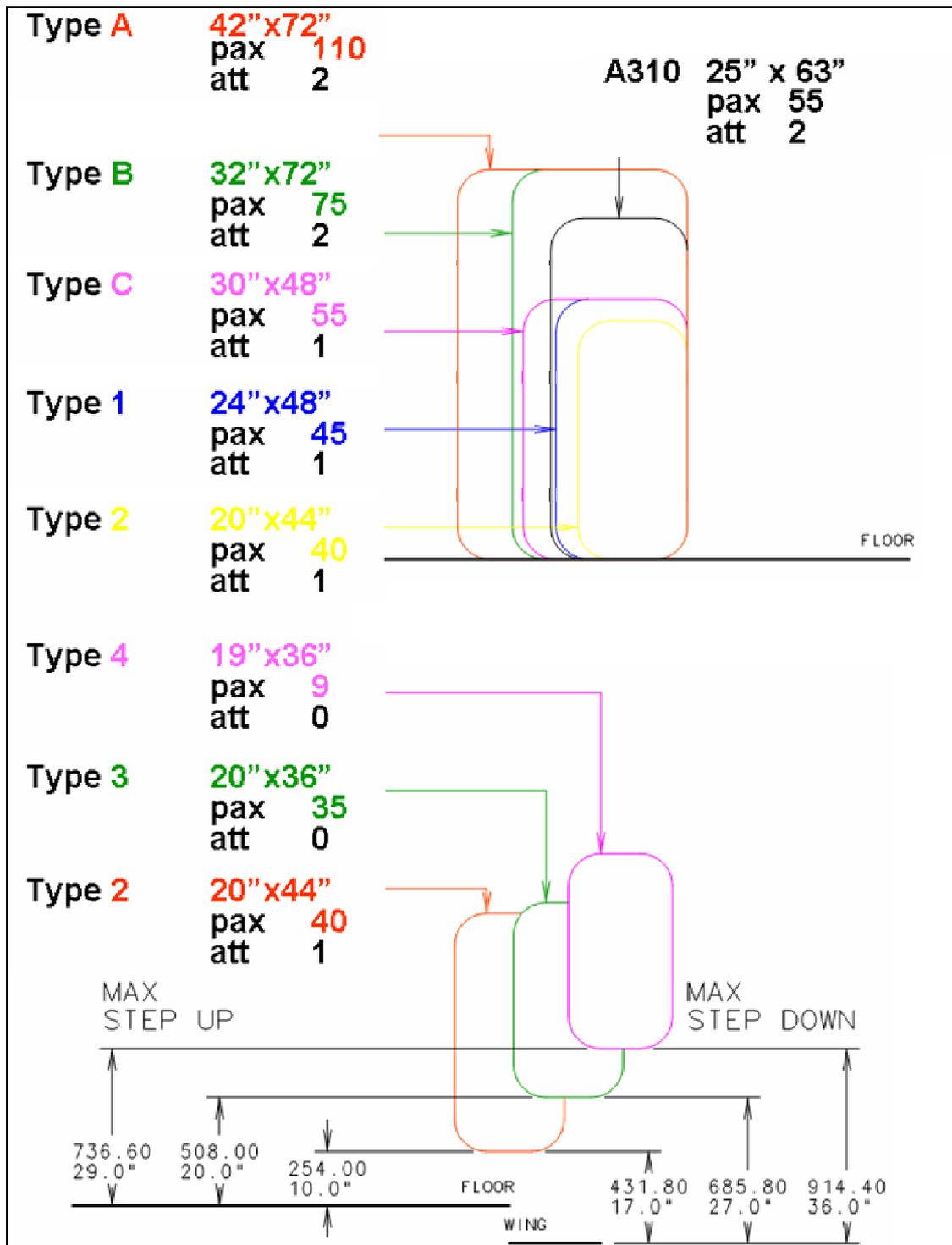


Abbildung 14-1 Exit-Rules (Quelle: Airbus)

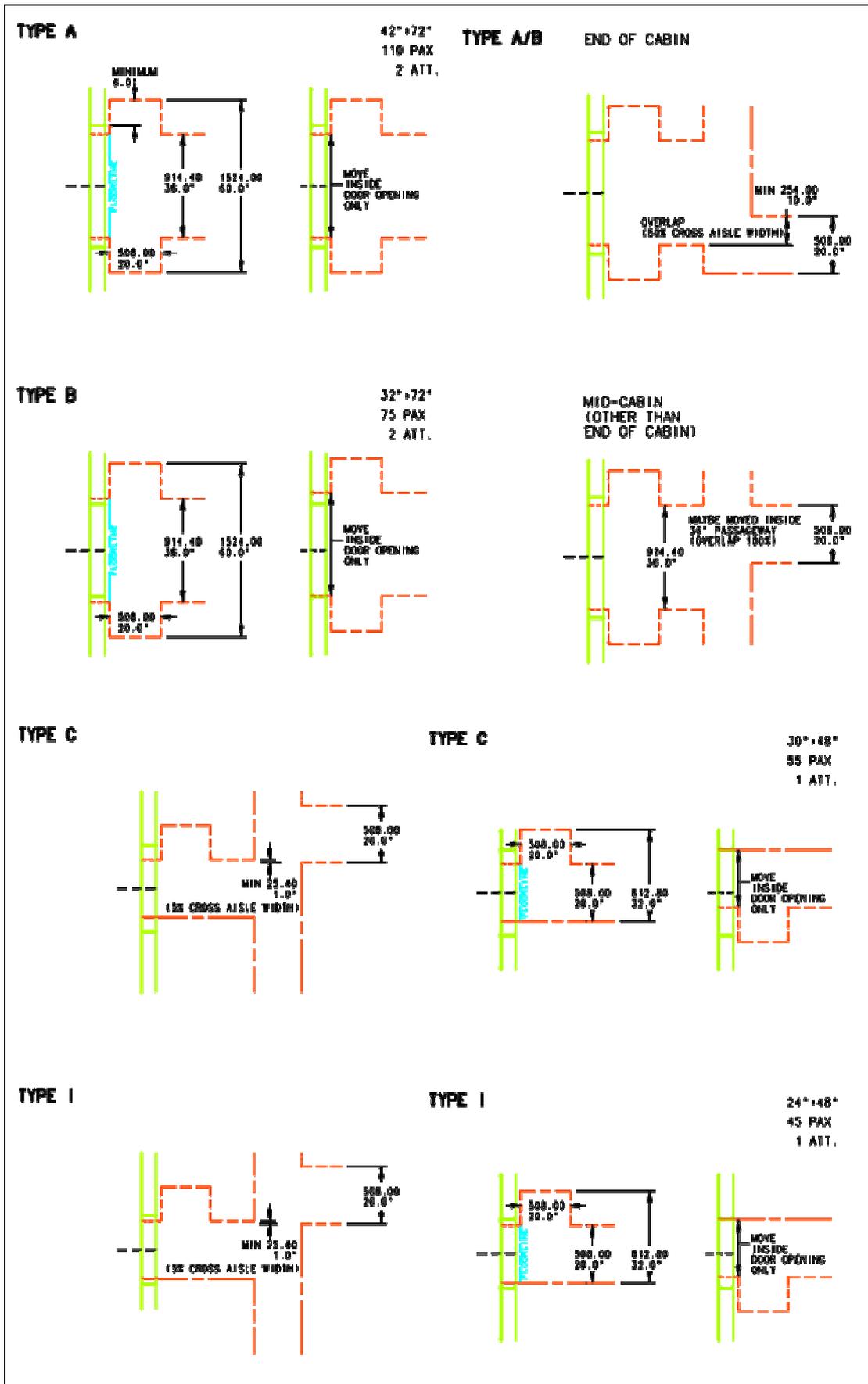


Abbildung 14-2 Exit-Rules (Quelle: Airbus)

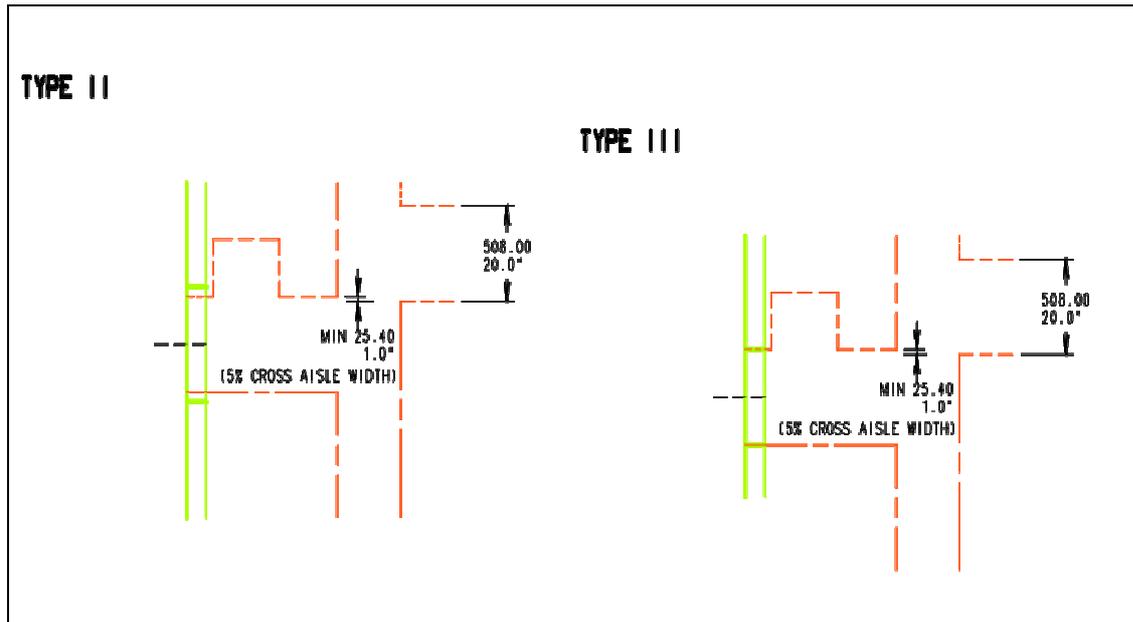
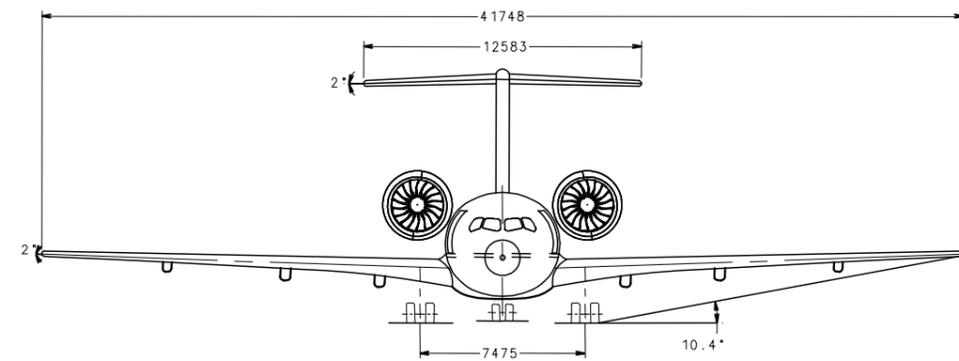
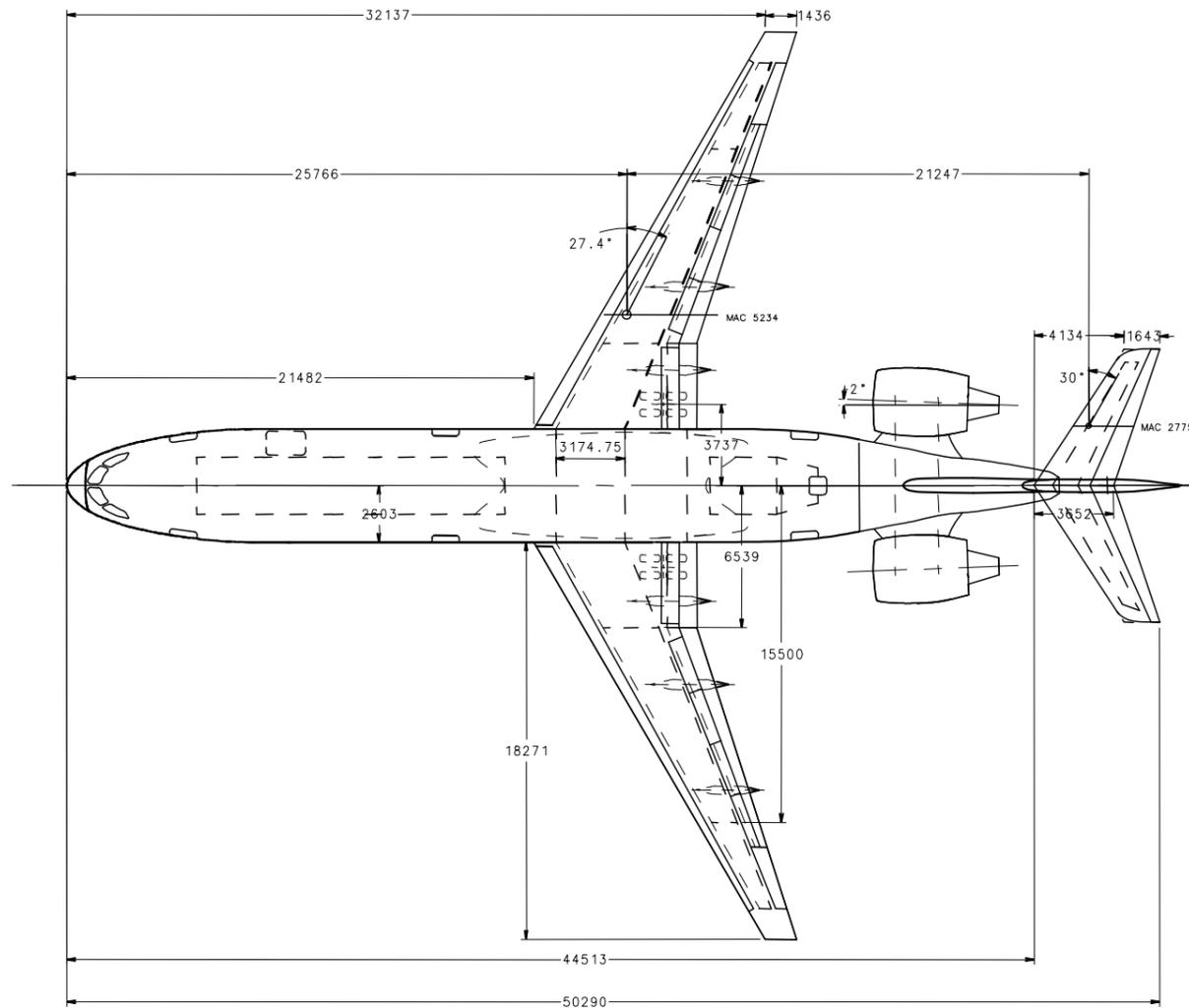
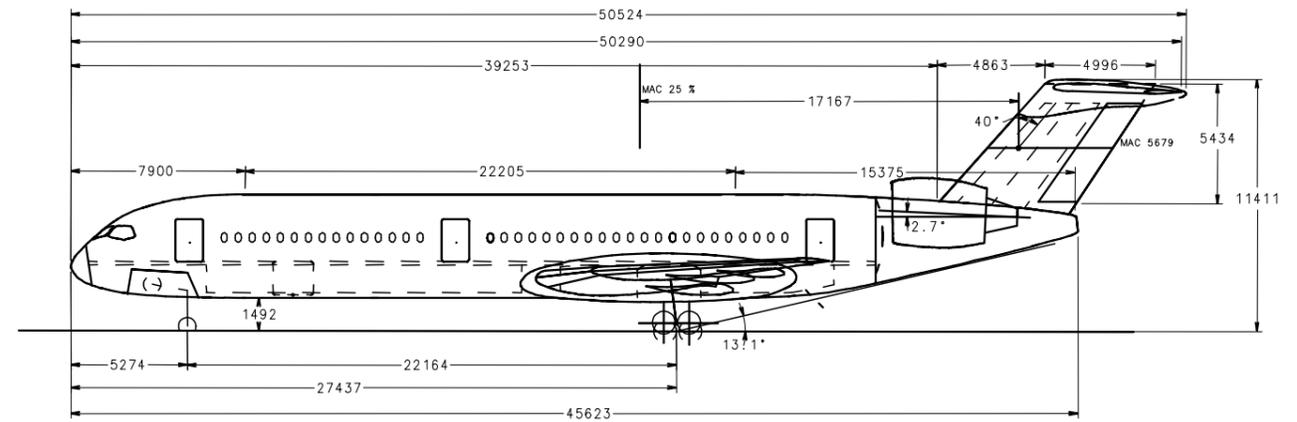


Abbildung 14-3 Exit-Rules (Quelle: Airbus)

14.4 Zeichnungen

- Dreiseitenansicht R200
- Dreiseitenansicht R250
- 2 Klassen Kabinenlayout
- High Density Kabinenlayout
- Ultra High Density Kabinenlayout
- Frachtraum Layout
- Rumpfquerschnitt

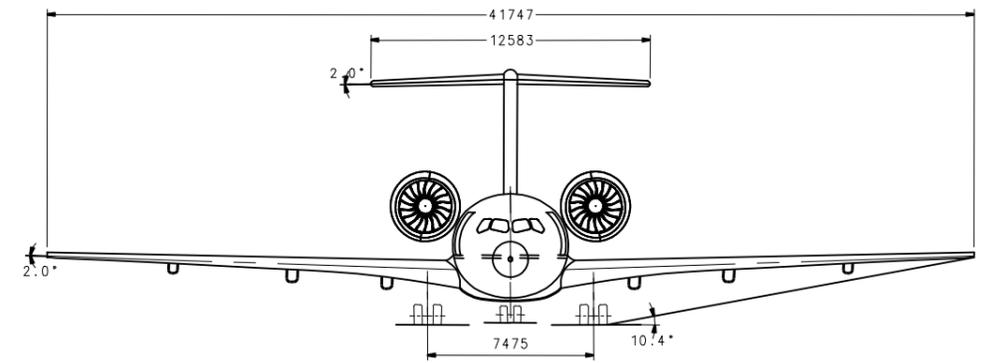
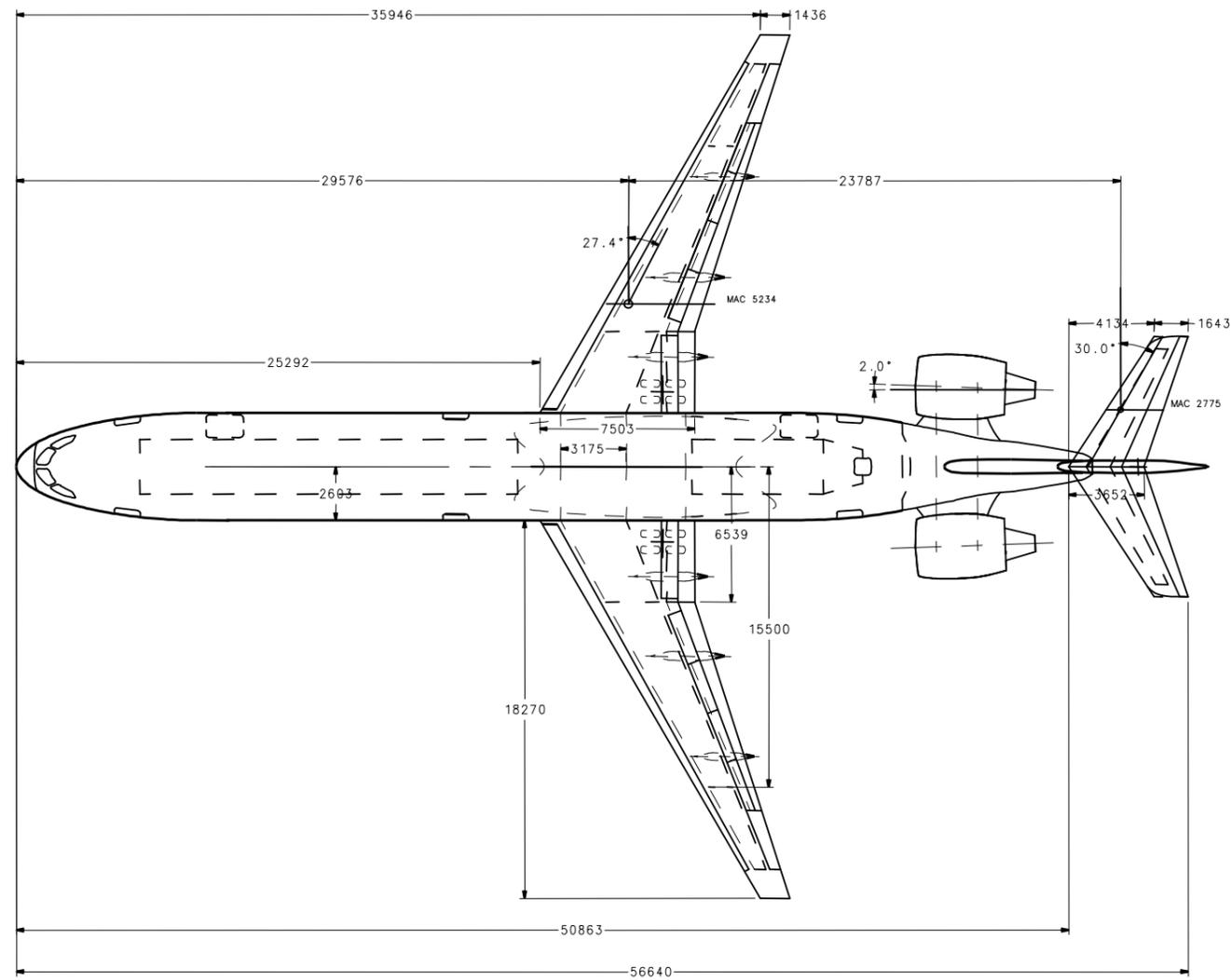
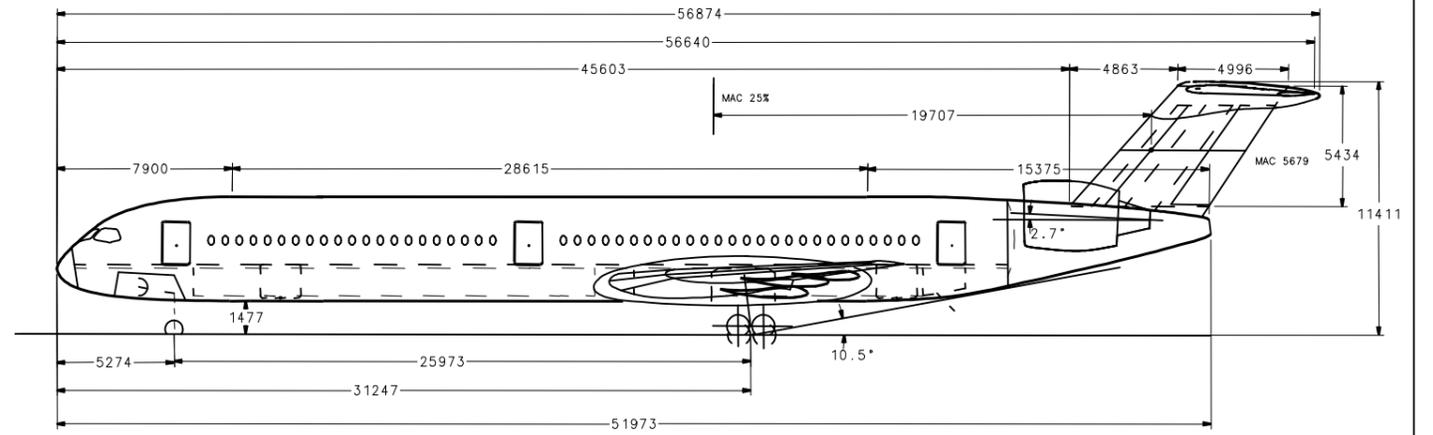


PRELIMINARY

SEATS	202 (2-CL SR)
FWD HOLD	9 LD3-46W
REAR HOLD	Bulk
ENGINES	GTF

	WING	TAILPL.	FIN&RUDD
AREA m ²	184.3	40.0	30.0
ASPECT RATIO	9.5	4.75	1.0
TAPER RATIO	0.19	0.45	0.75
1/4 CHORD SWP.	27.4°	30°	40°
T/C RATIO %	10.6	9.5	10.0
VOL. COEFFIC.	-	0.9	0.0671
WING TWIST °			

THIS DRAWING IS THE PROPERTY OF AIRBUS INDUSTRIE WHICH RESERVES ALL RIGHTS			
LIMITS NOT STATED	SURFACE FINISH	MICRONS	AIRBUS INDUSTRIE
ABD 00011	ABD 0002		
IDENTIFICATION MARKINGS	INTERCHANGEABLE PARTS	YES	NO
123??	DRAWING NO.	SCALE VALID FOR	MASTER DRAWING ONLY
DR: Cl.-Hansen	CHK. D.	STRESS.	SYST.
D.O. ORIG.	APP. D.	WT. S.	PROCESS
TITLE	AIRBUS	PROJECT/ION	SIZE A0
	R200		
		CAD-DWG	SHEET : 01 ISSUE



PRELIMINARY

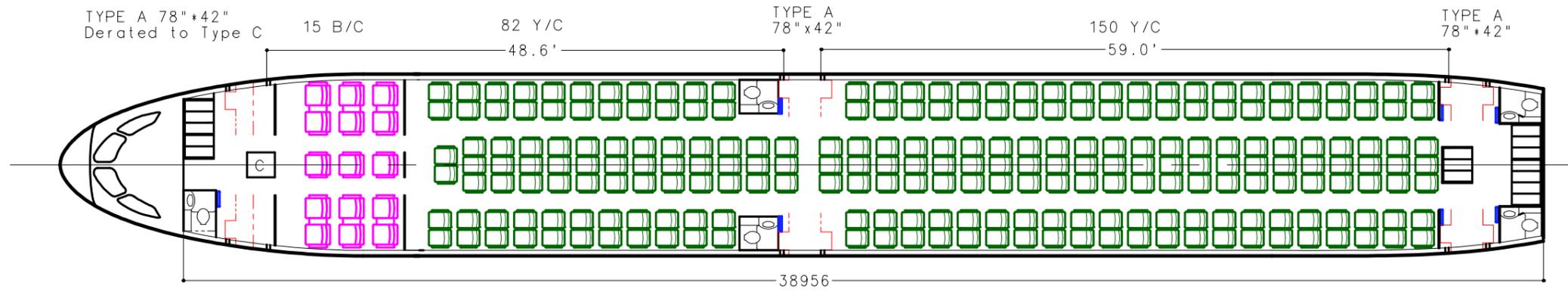
SEATS	247 (2-CL SR)
FWD HOLD	14 LD3-46W
REAR HOLD	Bulk
ENGINES	GTF

	WING	TAILPL.	FIN&RUDD
AREA m ²	184.3	40.0	30.0
ASPECT RATIO	9.5	4.75	1.0
TAPER RATIO	0.19	0.45	0.75
1/4 CHORD SWP.	27.4°	30°	40°
T/C RATIO %	10.6	9.5	10.0
VOL. COEFFIC.	-	1.01	0.0768
WING TWIST °			

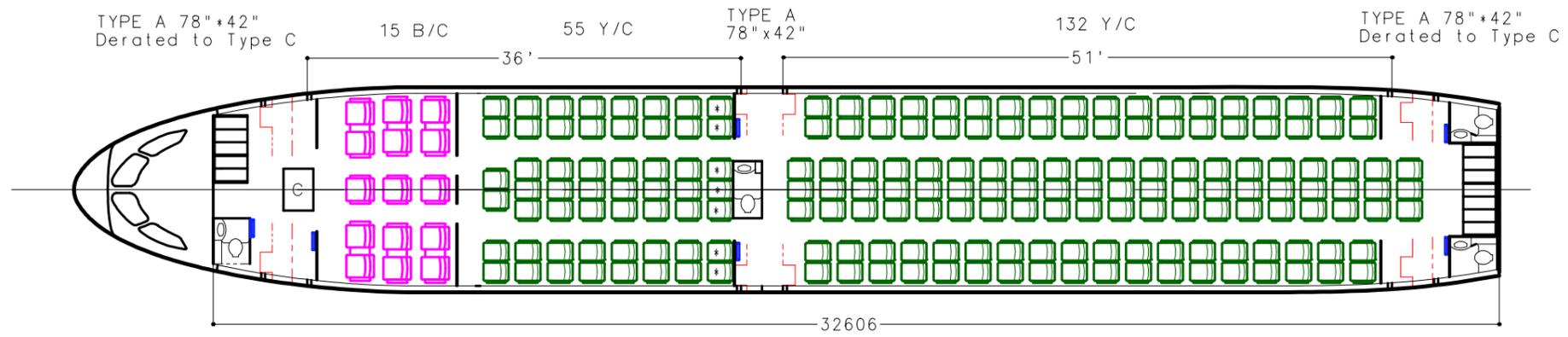
THIS DRAWING IS THE PROPERTY OF AIRBUS INDUSTRIE WHICH RESERVES ALL RIGHTS

LIMITS NOT STATED	SURFACE FINISH	MICRONS	AIRBUS
ADD 0001C	ADD 0002		INDUSTRIE
IDENTIFICATION MARKINGS	INTERCHANGEABLE PART	YES/NO	SCALE VALID FOR
????	DRAWING NO		MASTER DRAWING ONLY
DRW: Cl.-Hansen	DWG.D	STRESS.	SYST.
D.S. DRW:	APP.D	WT.S	PROCESS
TITLE	AIRBUS		PROJECTION
	R250		SIZE A0
			CAD-DWG SHEET : 01

Total B/C + E/C = 247

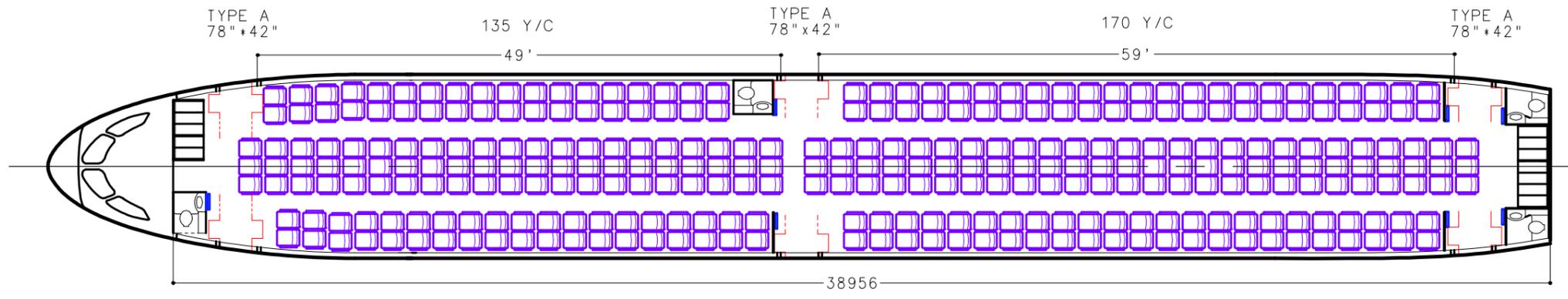


Total B/C + E/C = 202

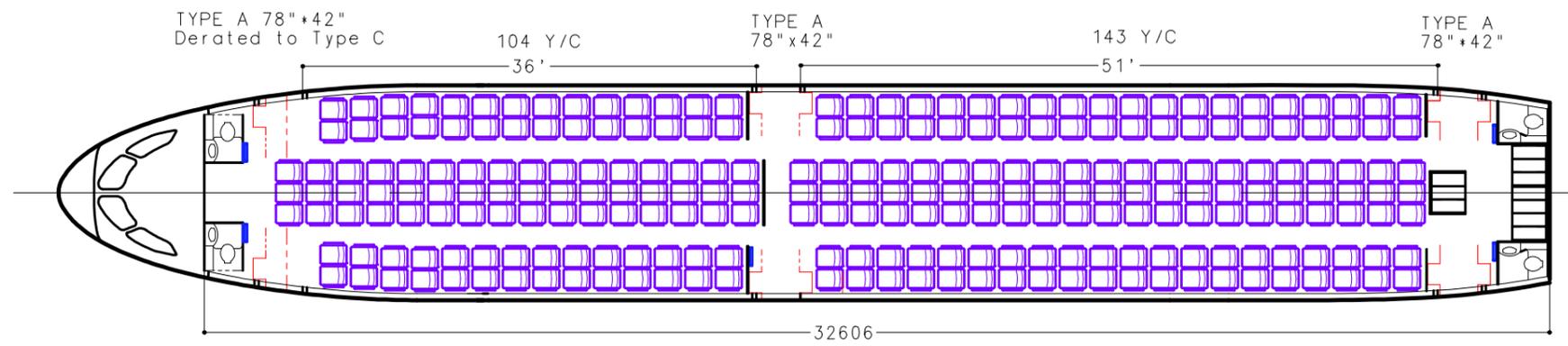


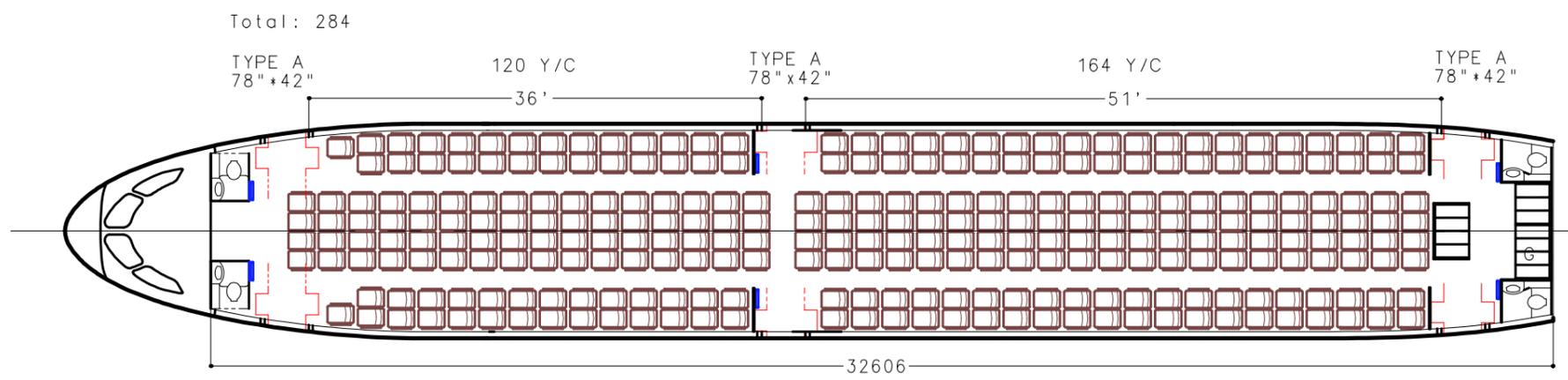
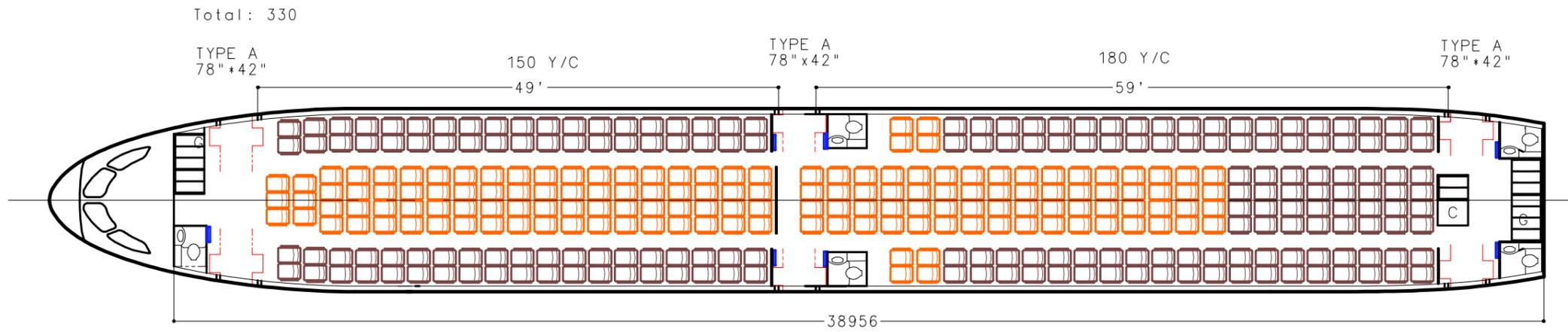
*) No recline

Total: 305

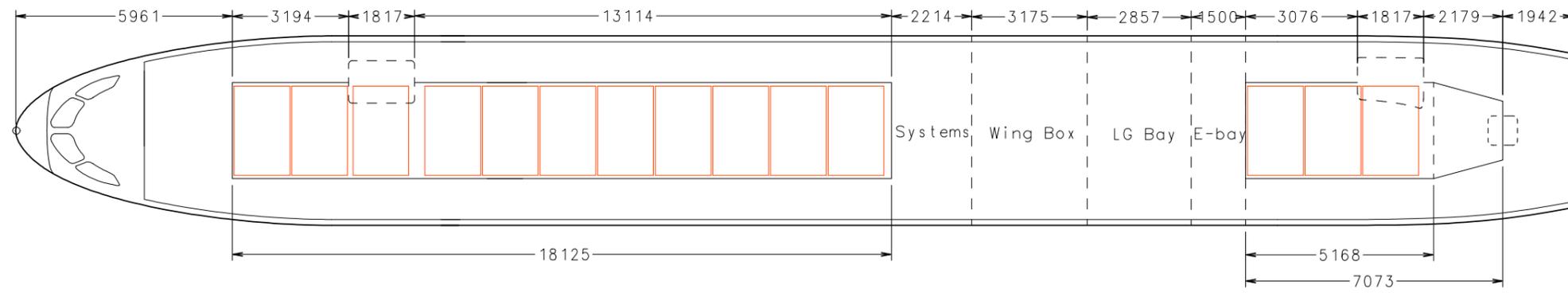


Total: 247

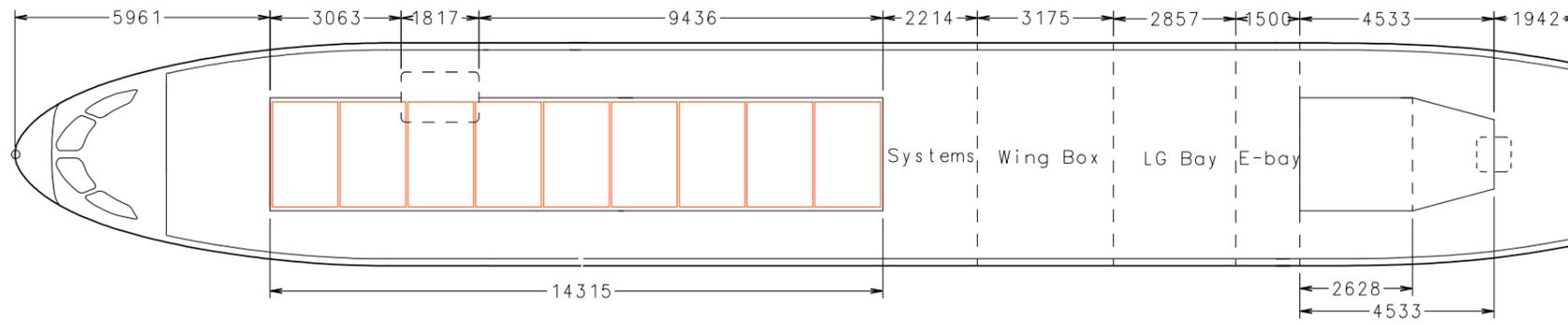


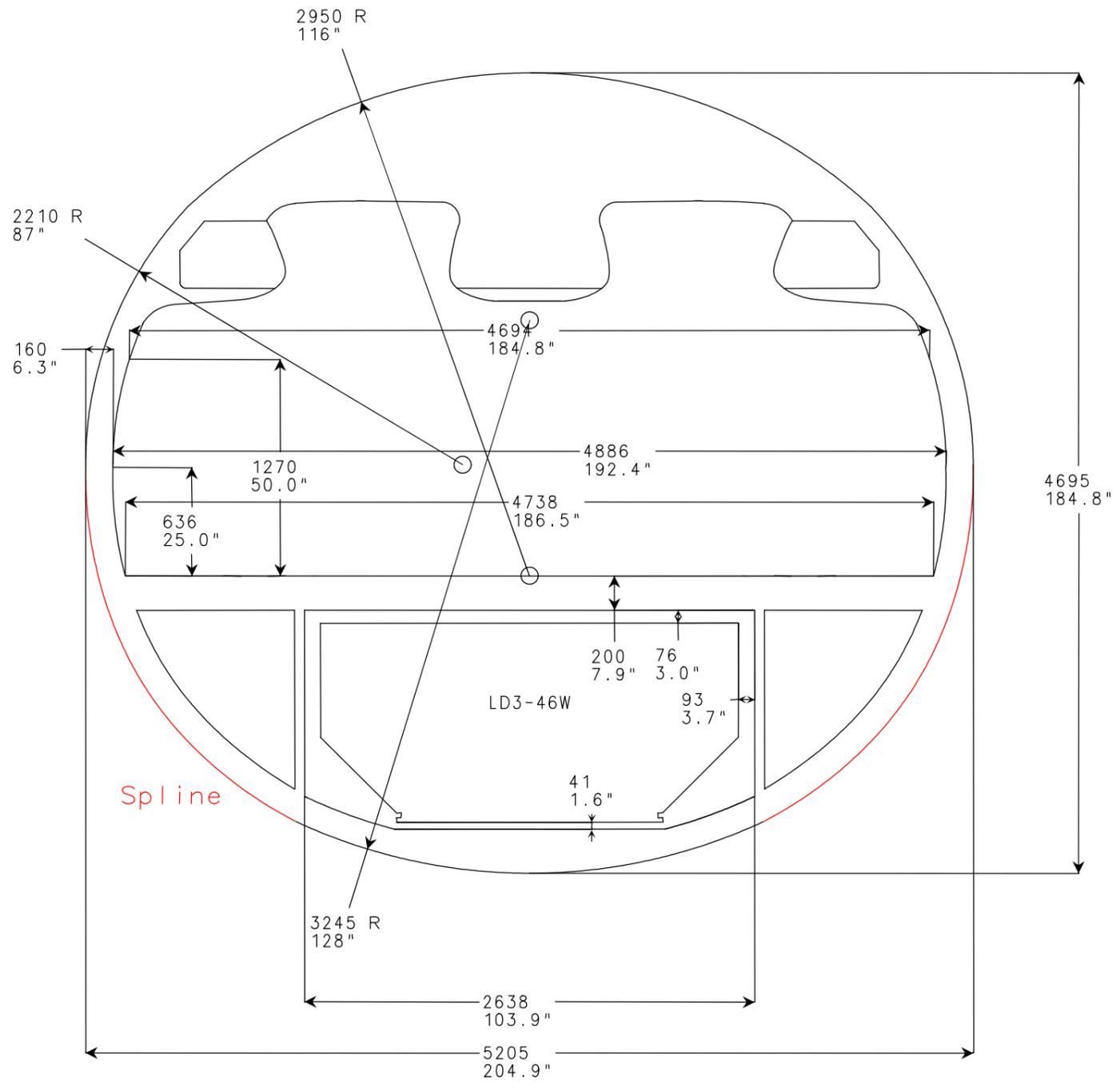


14 x LD3-46W



9 x LD3-46W





Perimeter 15,703m