

university of applied sciences
gegr. 1970 fachhochschule hamburg
FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK

FAHRZEUGTECHNIK

Diplomarbeit

Boeings Möglichkeiten zur
Weiterentwicklung der 747 Familie
als Antwort auf die Produktpolitik
von Airbus Industrie

in Zusammenarbeit mit:

DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH, Hamburg

Verfasser: André Sommer
Abgabedatum: 13. Oktober 2000

Fachhochschule Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik
Studiengang Flugzeugbau
Berliner Tor 5
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH
Vorentwurf EZA1
Kreetslag 10
21129 Hamburg

Verfasser: André Sommer
Abgabedatum: 13. Oktober 2000

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

Industrieller Betreuer: Dipl.-Ing. Ole Böttger

Kurzreferat

Mit Einführung der A3XX verliert Boeing die Monopolstellung im oberen Langstreckenbereich, die bisher die B747 einnahm. Am Ende dieses Segmentes geht die Monopolstellung des bisherigen Marktführers dann an eine gestreckte A3XX über.

Die vorliegende Studie macht deutlich, dass Boeing diesem Problem (bei gleichen Randbedingungen einschl. Komfortstandards) auch mit Weiterentwicklungen der B747 nur begrenzt begegnen kann. So zeigt das Spektrum der betrachteten und neu erarbeiteten Varianten, dass Boeing mit diesen zwar an die Konkurrenz heranreichen kann, das größere Potential und die besseren Weiterentwicklungsmöglichkeiten aber bei der A3XX liegen. Die Wirtschaftlichkeit der A3XX hinsichtlich Kraftstoffverbrauch ist zwar nur geringfügig besser, führt aber in den Betriebskosten, zusammen mit den höheren Wartungskosten der B747 Varianten, zu erheblichen Vorteilen für das Airbus Produkt und kann nur durch erhebliche Reduzierung der Verkaufspreise kompensiert werden.

Will Boeing in diesem Bereich konkurrenzfähig bleiben, müssen die zur Zeit ruhenden Arbeiten an neuen Flugzeugen (NLA, VLCT) wieder aufgenommen werden.

Boeings Möglichkeiten zur Weiterentwicklung der 747 Familie als Antwort auf die Produktpolitik von Airbus Industrie

Diplomarbeit nach § 21 der Prüfungsordnung in Zusammenarbeit mit der DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH.

Hintergrund

Die derzeitigen Markterfolge von Airbus Industrie haben dazu geführt, dass die Europäer mit qualitativ überlegenen Produkten auch quantitativ zu Boeing aufgeschlossen haben. Ausgehend von diesen Erfolgen, insbesondere durch die A320 und ihre Varianten im Kurz- und Mittelstreckenbereich, will Airbus nun mit Weiterentwicklungen der A340 und der A3XX auch die Monopolstellung von Boeing im oberen Langstreckenbereich angreifen. Spätestens mit dem endgültigen "Go Ahead" der A3XX wird Boeing gezwungen sein zu reagieren. Bei Boeing wurden alle Arbeiten zum NLA (New Large Aircraft) bzw. zum VLCT (Very Large Commercial Transport) zurückgestellt, da der wirtschaftliche Erfolg für Boeing zur Zeit nicht absehbar ist. Als weitere Optionen in diesem Bereich bleiben jedoch nach wie vor Varianten von der 747. Entsprechende Vorschläge unterschiedlichster Art werden seit Jahren von Boeing verbreitet und ständig mit Airlines diskutiert. Die Diplomarbeit soll die technische und wirtschaftliche Konkurrenzfähigkeit neuer Derivate oder anderer denkbarer Varianten aufzeigen.

Aufgabe

Ausgangspunkt der Diplomarbeit ist eine Bestandsaufnahme der bekannten Varianten und Weiterentwicklungen der 747. Darauf aufbauend soll eine Analyse der Vorschläge zur Weiterentwicklung der 747 folgen unter Beachtung der aktuellen Randbedingungen und Anforderungen. In einem weiteren Schritt ist darzustellen, durch welche Veränderungen sich die 747 noch günstiger in der neuen Boeing Familie positionieren lässt mit gleichzeitiger Anpassung an die sich verändernden Markt- und Konkurrenzbedingungen. Dabei soll der technische Aufwand dem wirtschaftlichen Nutzen gegenüber gestellt werden.

Die Aufgabe umfasst im Einzelnen:

- Beschreibung von Standards und Anforderungen aus der Markt- und Konkurrenzsituation im oberen Langstreckenbereich.
- Eingrenzung des Weiterentwicklungspotentials der 747.
- Skizzieren von Anpassungsmöglichkeiten unter Einbeziehung der Hauptkomponenten (Rumpf, Flügel, Leitwerke, Triebwerke, Fahrwerke usw.).
- Analyse und Vergleich alternativer Weiterentwicklungskonzepte.
- Ermittlung bzw. Ableitung der aerodynamischen und flugmechanischen Kennwerte.
- Abschätzung von Massen und Schwerpunkten.
- Bestimmen der erforderlichen Antriebsleistung und Triebwerksauswahl.
- Berechnung der Flugleistungen.
- Sicherstellung von Beladbarkeit und Operation am Boden.
- Qualitative Aufwandsabschätzung und Aufwandsbewertung.
- Vergleich mit den direkten Konkurrenten hinsichtlich Leistungen, Wirtschaftlichkeit und Flexibilität.

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

Erklärung

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

.....
Datum

Unterschrift

Inhalt

	Seite:
Verzeichnis der Bilder.....	10
Verzeichnis der Tabellen.....	12
Liste der Symbole	13
Liste der Abkürzungen.....	14
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	16
1 Einleitung	17
1.1 Motivation	17
1.2 Ziel der Arbeit	18
1.3 Aufbau der Arbeit.....	18
2 Markt- und Konkurrenzsituation.....	20
2.1 Überblick.....	22
2.2 Anforderungen	23
2.3 Familienkonzept.....	25
2.4 Standards	26
3 747 - Potentiale	27
3.1 Möglichkeiten.....	27
3.2 Einschränkungen	27
4 Entwurfskonzept	29
4.1 Rumpfauslegung.....	31
4.2 Flügelauslegung	34
4.3 Leitwerksauslegung.....	35
4.4 Fahrwerksanpassung	39
5 Massen- und Schwerpunktsanalyse.....	42
5.1 Massenabschätzung.....	42
5.2 Entwurfsmassen	47
5.3 Flügelmasse.....	53
5.4 Leitwerksmasse	63
5.5 Fahrwerksmasse	63
5.6 Schwerpunktlage	64
5.7 Schwerpunktssituation der 747-100AS	65

6	Aerodynamische Kennwerte	69
6.1	B747-400 Polare.....	70
6.2	Ermittlung der Polaren für die B747-100AS und B747-200AS	74
6.2.1	Nullwiderstand	74
6.2.2	Induzierter Widerstand	80
6.2.3	Kompressibler (Machzahl) Widerstand	81
6.2.4	Eigenschaften der Gesamt-Polare	82
7	Triebwerksauswahl	85
8	Flugleistungen	87
8.1	Grundlagen	87
8.2	Nutzlast- Reichweiten	87
8.3	Flugleistungen der 747-100AS.....	88
8.3.1	Steiggradient 2. Segment.....	88
8.3.2	Steigrate beim Durchstartmanöver.....	90
8.3.3	Startstrecke	90
8.3.4	Landstrecke.....	91
9	Bodenabfertigung und Notevakuierung	92
9.1	Bodenabfertigung	92
9.2	Notevakuierung	94
10	Wirtschaftlichkeitsvergleich	96
10.1	Blockkraftstoff	96
10.2	Betriebskosten	97
10.3	Aufwandsabschätzung.....	99
11	Zusammenfassung	100
	Literaturverzeichnis	101
	Anhang A Technische Daten	104
	Anhang B Kabinenstandards	105
	Anhang C Zeichnungsübersicht	106
C1	Drei-Seiten-Ansicht der B747-400.....	107
C2	Drei-Seiten-Ansicht der B747-100AS	108
C3	Drei-Seiten-Ansicht der B747-200AS	109
C4	Rumpfvergleich	110
C5	Rumpfquerschnitte	111
C6	Frachtvergleich.....	112
C8	Drei-Klassen-Bestuhlung der B747-400 mit A3XX Standard.....	113

C9	Drei-Klassen-Bestuhlung der B747-100AS	114
C10	Drei-Klassen-Bestuhlung der B747-200AS	115
C11	Flügel.....	116
Anhang D Ergänzungen zur Aerodynamik		117
D1	Tabelle Auftriebsbeiwerte und Gleitzahlen.....	117
D2	Tabelle Werte für die optimale Gleitzahl.....	117
Anhang E Übersicht der Operationellen Verträglichkeiten.....		118
E1	Bodenabfertigung der B747-100AS.....	119
E2	Notevakuierung der B747-100AS.....	120
E3	Bodenabfertigung der B747-200AS.....	121
E4	Notevakuierung der B747-200AS.....	122
E5	Wendekreis der B747-100AS.....	123
Anhang F Datenausdruck des POP-Programms.....		124
F1	Eingangsdaten der 747-100AS.....	125
F2	Reiseleistung der 747-100AS.....	126
F3	Segmentbetrachtung der 747-100AS	126
F4	Flugleistung der B747-100AS.....	127
F5	Ergebnisdaten der B747-100AS.....	128

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Jährlicher Verkehr (weltweit) - Milliarden verkaufte Passagierkilometer	20
Bild 2.2	Durchschnittliche jährliche Zuwachsrate	21
Bild 2.3	Positionierung der Produktpalette	23
Bild 2.4	Hauptverkehrsfluss	24
Bild 2.5	Familienkonzept	25
Bild 2.6	90%-Standard-Mann 2010	26
Bild 3.1	Rumpfqerschnitte	27
Bild 4.1	Drei-Seiten-Ansicht der 747-400	29
Bild 4.2	Drei-Seiten-Ansicht der 747-100AS	30
Bild 4.3	Drei-Seiten-Ansicht der 747-200AS	30
Bild 4.4	Spantsysteme	31
Bild 4.5	Paletten- und Containervergleich	32
Bild 4.6	Kabinenauslegung der B747-400	33
Bild 4.7	Kabinenauslegung der B747-100AS	33
Bild 4.8	Kabinenauslegung der B747-200AS	34
Bild 4.9	Flügel der 747AS Familie	35
Bild 4.10	Volumenkoeffizient für Seitenleitwerke (Fläche)	36
Bild 4.11	Volumenkoeffizient für Seitenleitwerke (Schub)	37
Bild 4.12	Volumenkoeffizient für Höhenleitwerke	38
Bild 4.13	3D Abbildung der 747-100AS	40
Bild 4.14	3D Abbildung der 747-400	40
Bild 4.15	3D Abbildung der 747-100AS	41
Bild 4.16	3D Abbildung der 747-400	41
Bild 5.1	Passagiere über maximale Abflugmasse	42
Bild 5.2	Passagierzahl über Betriebsleermasse	43
Bild 5.3	Passagiere über Reichweite	44
Bild 5.4	Flügelbox als idealer Leichtbauträger	54
Bild 5.5	Linienlasten der B747-400 über Spannweite	59
Bild 5.6	Holmquerkräfte über Spannweite	59
Bild 5.7	Biegemomente über Spannweite	60
Bild 5.8	Längskräfte über Spannweite	60
Bild 5.9	Schwerpunktssituation der 747-100AS	68
Bild 6.1	Widerstandsanteilzerlegung	69
Bild 6.2	B747-400 Polare	70
Bild 6.3	Ermittlung des k-Faktors und Nullwiderstandsbeiwert	72
Bild 6.4	Schema der Auftriebsverteilung	80
Bild 6.5	Gleitzahl über Auftriebsbeiwert	83
Bild 6.6	Optimale Gleitzahl über Machzahl	84
Bild 7.1	Triebwerksabbildung	85

Verzeichnis der Bilder

Bild 8.1	Nutzlast - Reichweiten - Diagramm.....	87
Bild 9.1	Bodenabfertigung der 747-100AS	92
Bild 9.2	Bodenabfertigung der 747-200AS	93
Bild 9.3	Wendkreis (-100AS)	94
Bild 9.4	Notevakuierung der 747-100AS.....	95
Bild 9.5	Notevakuierung der 747-200AS.....	95
Bild 10.1	Relativer Blockkraftstoff.....	96
Bild 10.2	DOC Kostenanteile der B747-400	98
Bild 10.3	Relative COC gegenüber der B747-400.....	99

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 5.1	MTOW, OWE für Flugzeuge über 400 Passagiere	42
Tabelle 5.2	Design Weights.....	44
Tabelle 5.3	Reichweite nach Brequet	45
Tabelle 5.4	Massenaufteilung der Flugzeugtypen 747-400 und AS Familie	47
Tabelle 5.5	Flugzeugleermassen (Komponentenaufteilung und Abhängigkeiten).....	48
Tabelle 5.6	Flugzeugleermassen (Komponentenaufteilung und Abhängigkeiten).....	49
Tabelle 5.7	Zusammenstellung betreiberabhängiger Massen (Operator Items).....	50
Tabelle 5.8	Betreiberabhängige Massen für die untersuchten Flugzeugtypen	51
Tabelle 5.9	Entwurfsmassen	52
Tabelle 5.10	Eingangsdaten für das Flügelgewichtsprogramm.....	56
Tabelle 5.11	Geometrische Eingangsdaten für das Flügelgewichtsprogramm.....	57
Tabelle 5.12	Linienlasten des Flügelgewichtsprogramms.....	57
Tabelle 5.13	Momente, Querkräfte und Längskräfte des Flügelgewichtsprogramms.....	58
Tabelle 5.14	Flügelgewicht, Einzelkomponente.....	61
Tabelle 5.15	Einzelkomponente, Ergebnis des Flügelgewichtsprogramms	62
Tabelle 5.16	Neutralpunktsbestimmung	67
Tabelle 6.1	Geometrische Daten zur Polarenableitung (-100AS)	74
Tabelle 6.2	Geometrische Daten zur Polarenableitung (-200AS)	75
Tabelle 6.3	Interferenz- und Parasitärer Widerstand (-100AS).....	77
Tabelle 6.4	Interferenz- und Parasitärer Widerstand (-200AS).....	78
Tabelle 6.5	Nullwiderstand (-100AS).....	79
Tabelle 6.6	Nullwiderstand (-200AS).....	79
Tabelle 6.7	Machwiderstand (-100/-200AS)	81
Tabelle 6.8	Geschwindigkeitsabhängige Gesamtpolare (-100AS)	82
Tabelle 6.9	Geschwindigkeitsabhängige Gesamtpolare (-200AS)	82
Tabelle 7.1	Triebwerksdaten des GP7000	86
Tabelle A.1	Technische Daten.....	104
Tabelle B.1	Kabinenstandards.....	105
Tabelle D.1	Auftriebsbeiwerte und Gleitzahlen	117
Tabelle D.2	Optimale Gleitzahl.....	117

Liste der Symbole

Indizes

<i>a</i>	Anzahl
<i>A</i>	Auftrieb
<i>B</i>	Biegung
<i>Box</i>	Flügelkasten
<i>CW0</i>	Nullwiderstandsbeiwert
<i>D</i>	Design
<i>F</i>	Flügel
<i>f</i>	Reibung (friction)
<i>f,turb</i>	vollturbulent
<i>Gurt</i>	Strukturelement des Flügels
<i>HLW</i>	Höhenleitwerk
<i>i</i>	Laufende Zahl
<i>max</i>	Maximum
<i>N</i>	Number
<i>Ref</i>	Referenz
<i>shape</i>	Form
<i>SLW</i>	Seitenleitwerk
<i>sweep</i>	Pfeilung
<i>T</i>	Schub (Thrust)
<i>W</i>	Widerstand
<i>W0</i>	Nullwiderstand
<i>Wet</i>	Umspült
<i>Wf</i>	Formwiderstand
<i>WI</i>	Induzierter Widerstand
<i>Wint</i>	Interferenz Widerstand
<i>WM</i>	Mach Widerstand
<i>Wpar</i>	Parasitärer Widerstand
<i>WR</i>	Reibungswiderstand
<i>LOF</i>	Bezogen auf die Abhebegeschwindigkeit
<i>TO</i>	Bezogen auf den Startschub (Take off)
<i>START</i>	Bezogen auf die Startstrecke
<i>LANDING</i>	Bezogen auf die Landestrecke
<i>L,Max,L</i>	Bezogen auf den Auftriebsbeiwert (Lift, Maximum, Landing)
<i>NPKT</i>	Flugzeugneutralpunkt

Liste der Abkürzungen

AI	Airbus Industrie
AS	André Sommer
b	Spannweite
D	Widerstand (Drag)
DA	Deutsche Airbus
FAR	Federal Aviation Requirements
kg	Kilogramm
L	Auftrieb (Lift)
LN	Laufende Nummer
m	Meter
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MF	Mission Fuel Weight
Mill	Millionen
MissionZFW	Mission Zero Fuel Weight
MLW	Maximum Landing Weight
MP	Maximale Nutzlast (Maximum Payload)
Mrd	Milliarden
MTOW	Maximum Take Off Weight
MWE	Manufacture Weight Empty
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight
N	Newton
NF	Normierungsfaktor
nm	Nautische Meilen (1nm = 1852m)
OEW	Operating Empty Weight
P	Passagier
p.a.	Pro Jahr (per anno)
PAX	Passagiere
POP	Parametrisches Optimierungs Programm
r	Hebelarm
R	Reichweite
RF	Reichweitenfaktor (Range factor Breguet)
S	Fläche
T	Anzahl der Türen
T	Schub (Thrust)
t	Zeit
V(S)	Volumenkoeffizient (Stabilisierung)
V(T)	Volumenkoeffizient (Triebwerksausfall)
Vb	Verkehrsbedarf
VS	Volumenkoeffizient Seitenleitwerk

Liste der Abkürzungen

ρ	Dichte in Abhängigkeit der Höhe
λ	Faktor
Λ	Flügelstreckung
ξ	Hebelarm zwischen MAC HLW und MAC Flügel
ν	Kinematische Zähigkeit der Luft
φ	Pfeilung
π	Zahl PI (3,14159265359)
A/C	Flugzeug (Aircraft)
a/g	Beschleunigungsverhältnis
BF	Block fuel (Relative Blockkraftstoff)
c	Beiwert
COC	Betriebskosten
DOC	Direkte Betriebskosten
e	Faktor (ausgefahrenen Klappen, Vorflügel)
f	Korrekturfaktor für den Nullwiderstandsbeiwert
F	Kraft (force)
F(3TRW)	Schub
ft	feet (1ft = 0,3048m)
g	Erdbeschleunigung
GoS	Group of Six
h	Höhe der Flügelbox
ICAO	International Civil Aviation Organization
k	Korrekturfaktor
L/D	Gleitzahl
lb	libras (Englisches Pfund, 1lb = 0,4536kg)
lbf	force libras (engl. Kraftpfund, 1lbf = 4,44288N)
ln	Logarithmus naturalis
log	Logarithmus
M	Machzahl
M	Moment
Re	Reynoldszahl
SFC	Spezifischer Kraftstoffverbrauch (Specific Fuel Consumption)
siny	Steiggradient
TRW	Triebwerk
TSFC	Schubbezogener Spezifischer Kraftstoffverbrauch
v	Fluggeschwindigkeit
W	Masse der Komponenten (Schwerpunktsberechnung)
x(i)	Hebelarm der Komponentenschwerpunkte mit Laufindex (i)
y	Laufänge in Spannweitenrichtung

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

In der vorliegenden Arbeit beziehen sich die Worte „Gewichte“ auf Massen.

MTOW

Maximale Startgewicht ergibt sich aus beladener Auslegungsnutzlast und für die Mission betanktem Flugzeug

MWE

Trockengewicht des leeren Flugzeuges, wie Struktur, Triebwerke und fest installierte Ausrüstung ohne Kraftstoff, Öl, Chemikalien und Wasser

OWE

Gewicht des leeren Flugzeuges ohne Nutzlast und Kraftstoff

MZFW

Maximal zulässiges Gewicht des Flugzeuges ohne Kraftstoff, ($MZFW = OWE + MP$)

MLW

Maximal zulässiges Landegewicht, ($MLW = 107\% MZFW$)

ZFW

Gewicht des Flugzeuges ohne Kraftstoff, ($ZFW = OWE + Nutzlast$)

PCN

Belastbarkeit der Landebahn (Pavement Classification Number)

1 Einleitung

1.1 Motivation

Bleibt Boeing in der Langstrecken Verkehrsfliegerei dominierend?
 Wie kann Boeing kurzfristig auf die A3XX von Airbus reagieren?
 Was muss Boeing tun um im direkten Wettbewerb mithalten zu können?

Diese Fragen waren der Auslöser für die vorliegende Arbeit.

Daraus folgte als das Besondere dieser Aufgabe, an einem bestehenden Flugzeug wie der B747-400 gerade so viel zu verändern, dass es für die Flugzeugkunden genügend Anreize bietet, weiterhin in Seattle zu kaufen, obwohl die Auslieferung der A3XX im Jahre 2006 bevorsteht. Denn im direkten Wettbewerb ausschließlich politisch und wirtschaftlich das Produkt von Airbus mit negativen Attributen zu belasten und mit verstärkter Werbung für die eigene Produktpalette und Hinweisen auf kürzere Auslieferungstermine zu reagieren wird auf die Dauer nicht ausreichen, [DA-EZA 2000_a].

Das gesamte Unternehmen „Thronerhalt“ wird nachhaltig beeinflusst durch den Rahmen der notwendigen Investitionen, die je nach Änderungsumfang von relativ niedrigen (einige 100 Mill. \$) auf recht erhebliche (mehrere Mrd. \$) Kosten anwachsen können. Unter Beibehaltung des vorhandenen Rumpfquerschnittes ergeben sich im wesentlichen folgende Möglichkeiten:

- ein weiterer moderater Stretch, entweder mit dem existierenden Frachterflügel oder mit einem neuen modifizierten Flügel einschließlich neuem Triebwerk
- ein Stretch bis zur Grenze des technisch Sinnvollen und Möglichen unter Überschreitung der bisher üblichen Abmessungsbegrenzungen (80 m) und Anpassung bzw. Neukonzipierung wesentlicher Komponenten, (um möglichst nahe an die Kapazität der A3XX heranzukommen),

wobei in jedem Fall die Grundphilosophie der Auslegung hinsichtlich Forderungen und Komfort überdacht, bzw. entsprechend verändert werden muss. Denkbar wäre auch, die jeweiligen Varianten mit neuen Systemen auszurüsten oder neue Werkstoffe und Bauweisen zu berücksichtigen.

1.2 Ziel der Arbeit

Da Boeing die Projektarbeiten zu neuen Großraumflugzeugen zur Zeit ruhen lässt aber im Kapazitätsbereich über 500 Sitzen auch nicht vertreten ist (siehe Bild 2.3), soll das Ziel dieser Arbeit sein, trotzdem ein Flugzeugfamilienkonzept zu erschließen, das diesen Bereich abdeckt.

Ausgehend von der etablierten B747-400 wird bei der Projektierung an die Grenzen des Machbaren gegangen und für die B747-200AS, (AS, als Unterscheidung gegenüber der Boeing Flugzeuge), eine Flugzeuglänge von 85 m zugelassen, obwohl dieses allen Empfehlungen aus dem operativen Umfeld widerspricht.

- Erster Schritt zum neuen Familienkonzept ist dabei als Basis die B747-100AS für eine Passagierzahl von ca. 500 Passagieren mit einer Reichweite von 7650 nm bei einer Länge von 77m.
- Zweiter Schritt ist die Variante B747-100R AS ebenfalls für etwa 500 Passagiere, aber für eine Reichweite von 8750nm.
- Im dritten Schritt wird eine Variante für höhere Passagierzahlen betrachtet, die wie die ersten ein durchgezogenes Oberdeck besitzt, aber durch Verlängerungen vor und hinter dem Flügel auf eine Passagierkapazität von 600 Passagiere bei annähernd gleicher Reichweite wie die Basis kommt. Diese gestreckte Variante erreicht dann eine Gesamtlänge von 85 m.

Diese Passagierzahl (600) ist maximal mit dem B747 Rumpfquerschnitt durchführbar und trotz Überschreitung des bestehenden Limits (80 m) werden die oberen A3XX – Kapazitäten nicht ganz erreicht.

Ziel der Studie ist es die Zusammenhänge durch die Auslegung der verschiedenen Varianten und deren Gegenüberstellung zur A3XX zu zeigen.

1.3 Aufbau der Arbeit

Grundlage der Arbeiten ist zunächst als Referenzflugzeug die B747-400. Dabei konnte auf umfangreiches Datenmaterial, des sich im Einsatz befindlichen Flugzeuges, zurückgegriffen werden. Zum Verständnis werden die Abläufe in den Kapiteln am Beispiel dieses Referenzflugzeuges erläutert und die detaillierten Ergebnisse für die Derivative im Anhang dargestellt. Beginnend mit einer Übersicht der Technischen Daten der Flugzeuge im Anhang A, Tabelle A1.1.

Zusammenfassend ergibt sich die Gliederung der Arbeit wie folgt:

- Erfassung der Situation am Markt
- Entwicklung der Dreiseitenansicht für die B747-100AS und B747-200AS
- Auslegung/Gestaltung der Kabine nach A3XX Komfort-Standards
- Vorläufige Abschätzung der Massen
- Ableitung der Aerodynamik
- Abschätzung detaillierterer Massen
- Triebwerksauswahl
- Bestimmung der Flugleistungen
- Bodenabfertigung und Notevakuierung
- Analyse der Wirtschaftlichkeit

Die normgerechte Erstellung der Geometrien erfolgte mit dem bei der DA vorhandenen CCD (Cadam Catia Drafting).

2 Markt- und Konkurrenzsituation

Aufgrund der bereits begrenzten Luftraumkapazitäten und des weiter wachsenden Verkehrsaufkommens in den nächsten Jahren ist es wohl unabdingbar größere Flugzeuge zu bauen. Die bisherige Entwicklung und eine Prognose dieses Wachstums für den weltweiten Verkehr zeigt Bild 2.1.

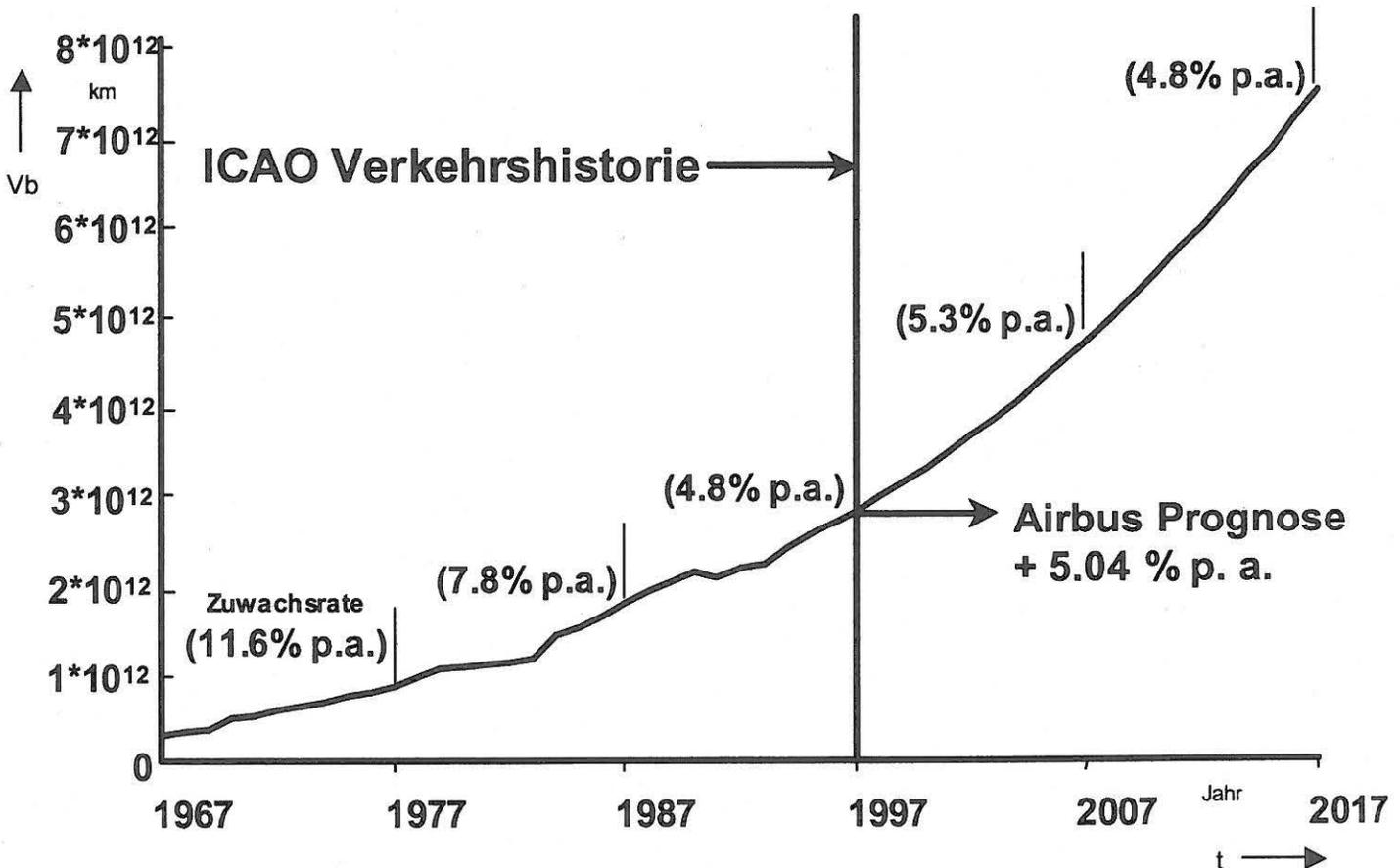


Bild 2.1 Jährlicher Verkehr (weltweit) - verkaufte Passagierkilometer, [Airbus 1998]
 Vb Verkehrsbedarf in Passagierkilometer
 t Zeit in Jahren

Dieser Markt teilt sich in zwei große Bereiche auf, die Direktverbindungen (*Point to Point*) und die „Sammeltransporte“, bei denen zentrale Großflughäfen (*hubs*) über Zubringer-routen (*Spokes*) mit Passagieren „versorgt“ werden.

Point to Point betrachtet den individuellen Luftverkehr zwischen größeren Flughäfen, wie er heute mit den vorhandenen Flugzeugen (A330, A340 bis B747) durchgeführt wird. Fazit wären hier nur wenige Flugzeuge über 400 Sitze. Mit einem Anwachsen des Verkehrsaufkommens und der Flugfrequenzen wird dieses jedoch zu vermehrter Verstopfung des Luftraumes um die Flughäfen führen.

Abhilfe können hier *Hub and Spoke* Systeme bringen. Verbindungen mit größeren Flugzeugen zwischen den Großflughäfen würden den Luftraum entlasten und den Luftverkehrsgesellschaften neue Möglichkeiten eröffnen. Einen entsprechenden Pendelverkehr von Großraumflugzeugen zwischen Großflughäfen (z.B. Frankfurt und Chicago) lässt sich u.a. bereits bei der *Star Alliance* erkennen. Dort teilen sich verschiedene Airlines ein Flugzeug für lange Strecken. Daraus folgt eine Verminderung des Luftverkehrs auf den langen Strecken. Für derartige Märkte wären in Kategorien über 400 Passagiersitze sowohl die A3XX, als auch Flugzeuge wie die im folgenden untersuchten Varianten der B747 geeignet. Fazit in diesem Fall ist, dass viele Flugzeuge über 400 Sitze benötigt werden.

Einen Überblick über die mittelfristigen Veränderungen der Aufkommensverteilung gibt Bild 2.2.

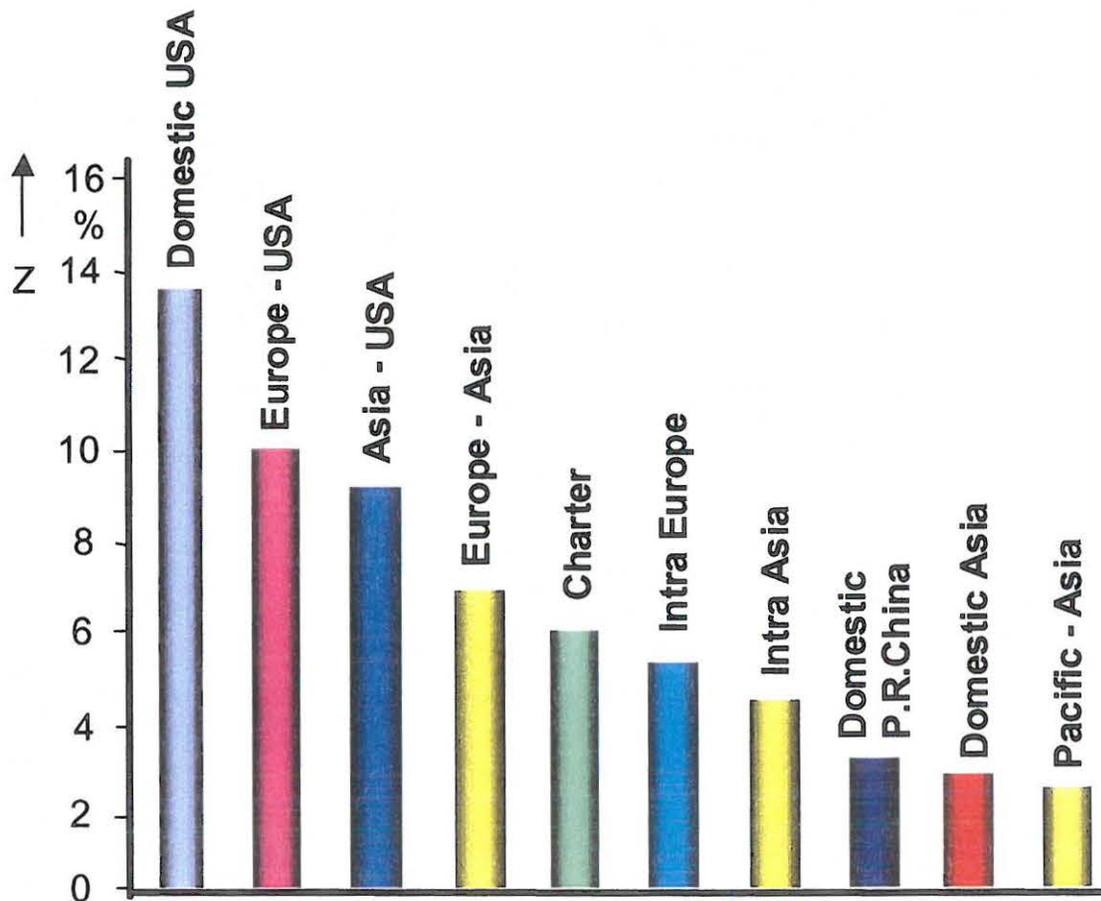


Bild 2.2 Durchschnittliche jährliche Zuwachsrate in %p.a. (1997-2017) [Airbus 1998]
Z Zuwachsrate in %

Zusammenfassend gibt es folgende Gründe, die für größere Flugzeuge im Bereich *Long Range – Very Long Range* sprechen:

- Wachstum: Marktvolumen vorhanden, dass Entwicklung zulässt, Wirtschaftlichkeit ausreichend, um Märkte zu stimulieren.
- Wirtschaftlichkeit: Größeneffekt bewirkt reduzierte Kosten je Sitzkilometer, komfortable Kabine zieht hochwertige Passagiere an (neuer Standard)
- Umwelt: weniger Kraftstoffverbrauch, geringere Emissionen (neues Triebwerk), weniger Lärm für gegebenes Transportvolumen
- Verkehrsbelastung: effiziente Nutzung der Flugbewegungen
konzentrierte Passagier und Frachtströme,
effiziente Nutzung der Flächen für Bodenabfertigung

Die vorliegende Arbeit geht von einer Erweiterung des *Hub and Spoke* Verkehrs und damit einer Steigerung des Bedarfs an Großraumflugzeugen aus.

2.1 Überblick

Die Positionierung der Produktpalette, siehe Bild 2.3, ergibt sich aus der Konkurrenzsituation 2000. Die Flugzeuge im Bild symbolisieren die Airbus Industrie - Produkte (A3XX -, A330 - und A340 - Familie), die Dreiecke stellen die Boeing - Flotte (B747-400, B777 - und B747AS-Familie) dar.

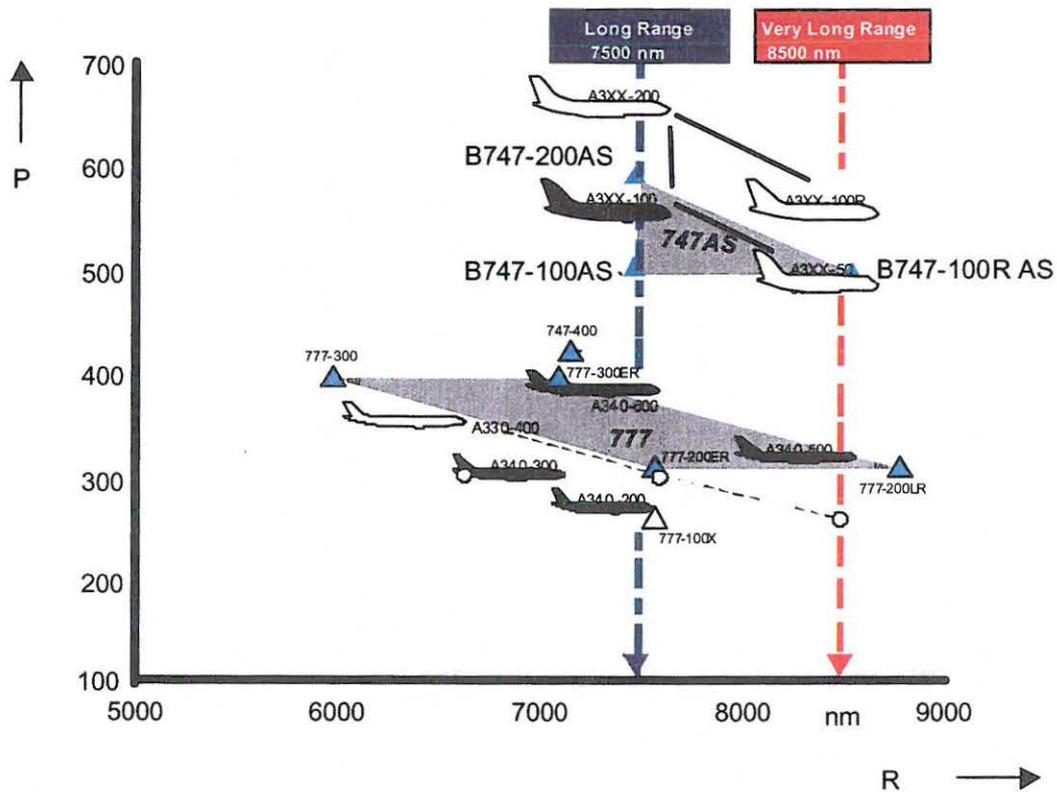


Bild 2.3 Positionierung der Produktpalette
 P Passagiere in Dreiklassenbestuhlung
 R Reichweite in Nautischen Meilen [nm]

Obwohl zunächst versucht wurde die neue B747-Familie so zu etablieren, dass sie deckungsgleich mit der A3XX-Familie ist, wird hier bereits vorweggenommen, dass dieses nur bereichsweise möglich ist.

2.2 Anforderungen

Wie bereits Bild 2.2 zeigt, werden die Strecken zwischen Nordamerika und Europa, zwischen Europa und Asien sowie zwischen Asien und Nordamerika zunehmend an Bedeutung gewinnen. Dadurch wird für die Zukunft eine verstärkte Nachfrage nach entsprechenden Flugzeugen zu erwarten sein, so dass diese langen Strecken ohne Zwischenstop zu bewältigen sind. Die Beschreibung der Luftverkehrsflüsse wird in Bild 2.4 dargestellt.

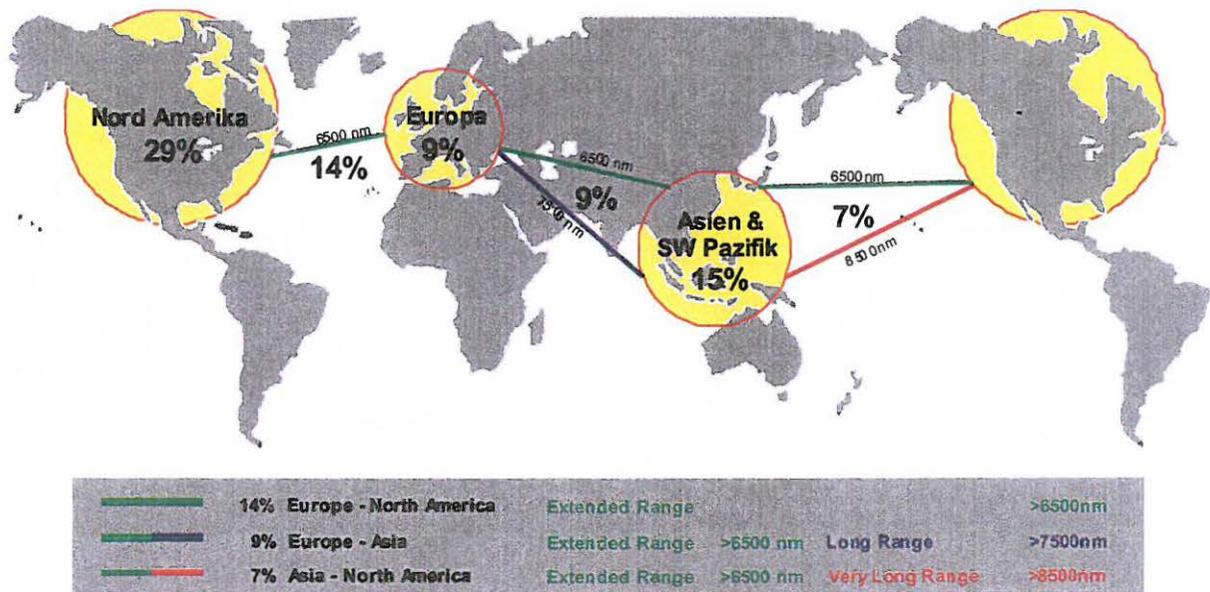


Bild 2.4 Hauptverkehrsfluss (83% der Welt), [DA-EZ 1999]

Die Auslegungsreichweite für die B747-100AS wird von den Strecken zwischen Europa und Asien bestimmt und beträgt, wie in Bild 2.4 angegebenen ~7500nm. Diese Strecke ist als Großkreis auf dem Globus zwar nur 5900nm lang, beträgt aber mit den realen Randbedingungen (Streckenabweichung, Gegenwind und den von den Fluggesellschaften geforderten Sicherheitsfaktoren) äquivalente 7650nm.

Ergänzend soll die B747-100AS R den Markt zwischen Asien und Nordamerika abdecken, wobei, wie im Bild 2.4 gezeigt, eine Reichweite von 8500nm notwendig ist. Aus der in den vorherigen Abschnitten beschriebenen Situation, bezüglich Marktentwicklung und Konkurrenzsituation zwischen Boeing und Airbus, ergeben sich zwangsläufig weitere Anforderungen an die neue Flugzeugfamilie, die im Abschnitt 2.3 erläutert werden.

2.3 Familienkonzept

Dieses Familienkonzept der B747AS soll ganz allgemein beinhalten, mit möglichst geringen Entwicklungsaufwand einen möglichst großes Marktsegment abzudecken, wie in Bild 2.5 zu sehen ist. Weiteres Ziel sollte sein, so nah wie möglich an die Konkurrenz A3XX heranzureichen. So wird die B747 maximal bis zur B747-200AS (600 Sitze) vergrößert. Die angestrebte Reichweite (Europa-Asien) ist in dem Bild 2.3 bereits festgelegt, ebenso wie die Forderungen für die Varianten B747-100AS (Europa-Asien) und B747-100AS R (Trans Pazifik). Entsprechend den Standardforderungen der Fluggesellschaften werden die Passagierbereiche mit einem ~20%igen Abstand zueinander gestaffelt, um interne Konkurrenz möglichst zu vermeiden.

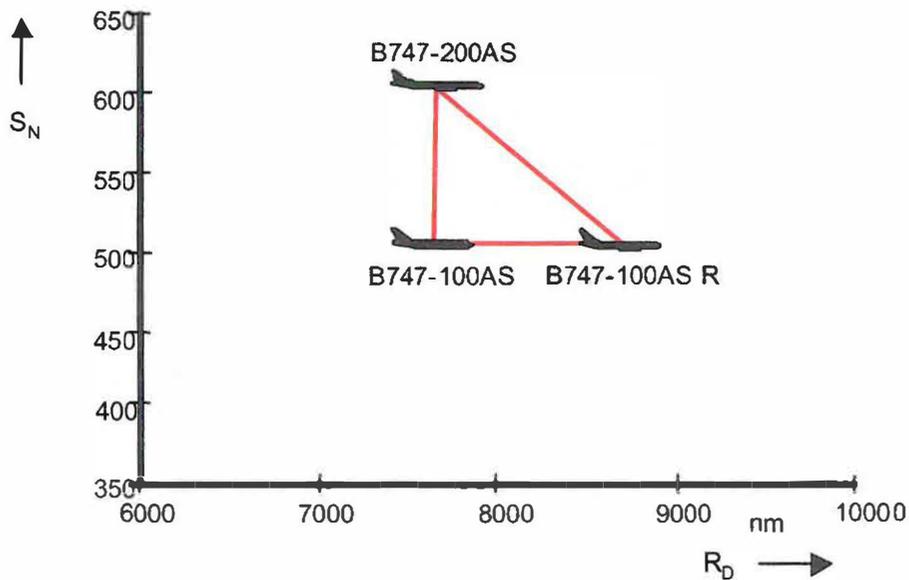


Bild 2.5 Familienkonzept
 S_N Sitzanzahl (Seat Number) in Dreiklassenbestuhlung
 R_D Entwurfs - (Design -) Reichweite in nm

Die Vorgehensweise ist hierbei wie folgt:

Im beabsichtigten Familienspektrum wird zuerst ein Basisflugzeug bestimmt und aus diesem dann die übrigen Varianten abgeleitet. Aufgrund der oberen Grenze wird hier als Basis die B747-200AS definiert, die bei Einhaltung des Airbus A3XX 3-Class Standards eine Kapazität von 600 Passagieren und eine Reichweite von 7650nm haben soll. Die B747-100AS geht dann durch Verkürzung des Rumpfes um 16 Spante aus der B747-200AS hervor.

Sie erreicht eine Passagierkapazität für 503 Fluggäste und soll ebenfalls eine Auslegungsreichweite von 7650nm erreichen. Zusätzlich wird eine B747-100AS R (höhere Reichweitenkapazität) konzipiert, die mit dem höheren Abfluggewicht der B747-200AS auf eine Auslegungsreichweite von 8750nm kommen soll. Dabei sollen alle Derivate auf den Struktur- und Systemphilosophien der B747-400 basieren.

2.4 Standards

Die Komfortstandards für die Auslegung der Kabine (Anhang B.1) von Long Range Flugzeugen werden aus [DA-EZ11 1994] entnommen.

Für die Anpassung der Kabine (mit dem vorhandenen Querschnitt) wird der 90%-Standard-Mann des Jahres 2010, siehe Bild 2.6, zugrunde gelegt. Die Daten werden aus [DA-EZ 11 1993] und [Dreyfuss 1966] entnommen.

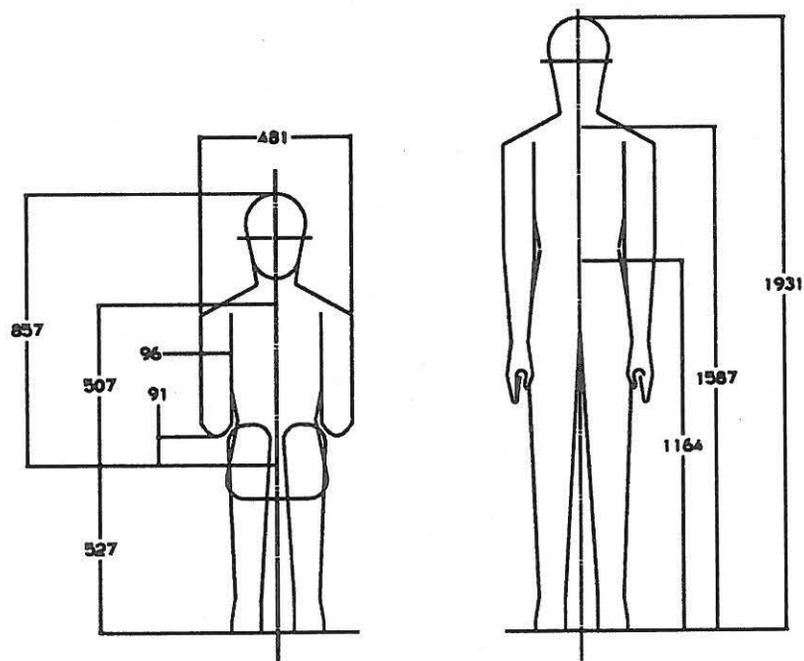


Bild 2.6 90%-Standard-Mann 2010

Aufgrund der hohen Reichweiten und der damit verbundenen möglichen Flugzeiten sollen, wie bereits angesprochen, die Komfortstandards der A3XX Kabine angestrebt werden.

3 747 - Potentiale

3.1 Möglichkeiten

Im Abschnitt 1.1 wurden bereits die drei Möglichkeiten beschrieben, die Boeing anstreben könnte. Zum einen wäre da die Option, eine weitere Stretch – Version mit dem existierendem Frachterflügel zu bringen, zum anderen ein Stretch mit einem weitgehend neuen Flügel sowie neuen Triebwerken. Als Drittes bestände sogar die Möglichkeit den zweiten Vorschlag mit neuen Systemen zu versehen, um auch dort das Niveau der A3XX zu erreichen.

Nach Voruntersuchungen (Änderungsaufwand, Auswirkungen auf Gesamtabmessungen) wurde die Alternative mit einem durchgehenden Oberdeck als diejenige Lösung identifiziert, die dem Konkurrenzflugzeug A3XX am nächsten kommt.

3.2 Einschränkungen

Als erstes ist festzuhalten, dass mit der Einführung des A3XX-Komfortstandards nur eine Oberdeck/Hauptdeck-Dreiklassenbestuhlung mit 5 bzw. 9 Sitzen nebeneinander möglich ist, anstatt wie bisher mit 6 bzw. 10. Im nächsten Bild 3.1 und im Anhang C ist der Querschnittvergleich dargestellt.

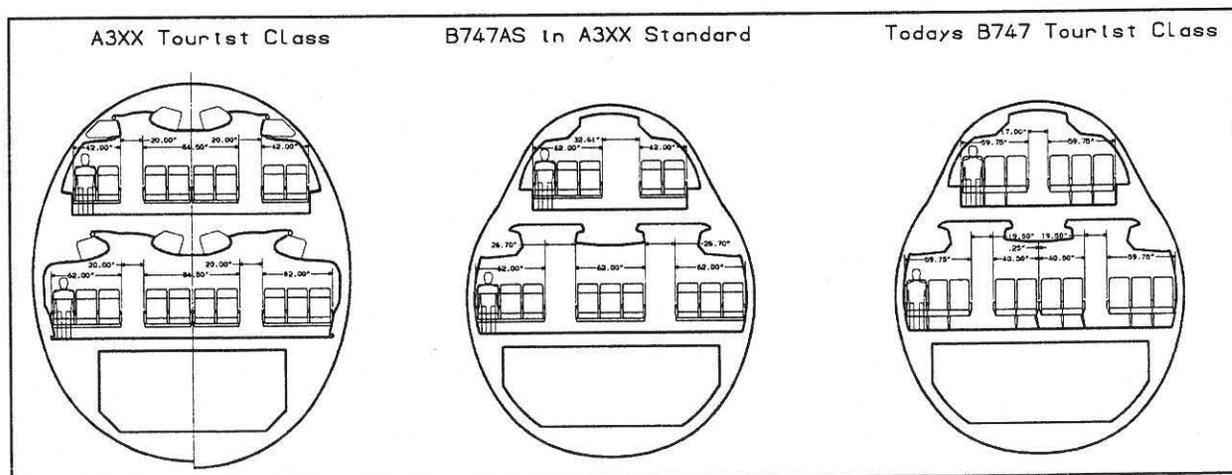


Bild 3.1 Rumpfquerschnitte

Eine zusätzliche Verbesserung ist aufgrund des verwendeten B747-400 Querschnittes nicht möglich und nur durch eine Neuentwicklung zu erreichen.

Zweitens ist das Problem der Zulassung extrem groß. Der Vorteil eine Basisversion wie die B747-100 einfach zur B747-400 zu verändern und dann nicht das gesamte Flugzeug neu zuzulassen, sondern nur die eingefügten Rumpfschalen, erscheint für die neuen Varianten nicht möglich zu sein. Boeing hat durch dieses Verfahren, nur Komponenten zu prüfen und zu genehmigen zu lassen, viel Zeit und Kosten eingespart.

Dies ist jedoch nur möglich, wenn das weiterentwickelte Flugzeug von der Basisversion nur bis zu einem begrenzten Grad abweicht. Ob ein Flugzeug noch als Derivativ zugelassen wird, ist in der [FAR 21] festgelegt. Wird ein Flugzeug als Derivativ zugelassen, gelten für diese Zulassung die Bauvorschriften [FAR 25], die zum Zeitpunkt der Erstzulassung galten (Großvaterregel). Da sich die Anforderungen im Laufe der Jahre immer mehr verschärft haben, liegt hier also ein deutlicher Vorteil für die Auslegung (Gewicht, Kosten), wenn nur die „alten“ Regeln zu berücksichtigen sind. Für ein Flugzeugentwurf, der zu mehr als 90% von der Basisversion abweicht, wird es sicherlich schwer zu argumentieren sein, daß sich bei den Versionen 747-100/200AS nur um eine Weiterentwicklung der original 747-100 handelt

Ein weiterer Punkt ist die derzeitige Struktur der Rumpfschale. Unter den neuen Voraussetzungen müssen auch die alten Rumpfsektionen überarbeitet werden, da sie höher belastet werden und da sich seit der ersten Zulassung, in den 60ern, die Vorschriften verändert haben.

4 Entwurfskonzept

Alle Konfigurationen der B747AS basieren auf der B747-400. Im einzelnen werden die Unterschiede und Änderungen in den folgenden Abschnitten erläutert. Detaillierte Darstellungen und Abmaße der Komponenten sind in diesem Abschnitt und im Anhang zu finden.

In den folgenden Bildern 4.1 bis 4.3 sind die Drei-Seiten-Ansichten der 747-400 und die der B747AS Familie zu sehen.

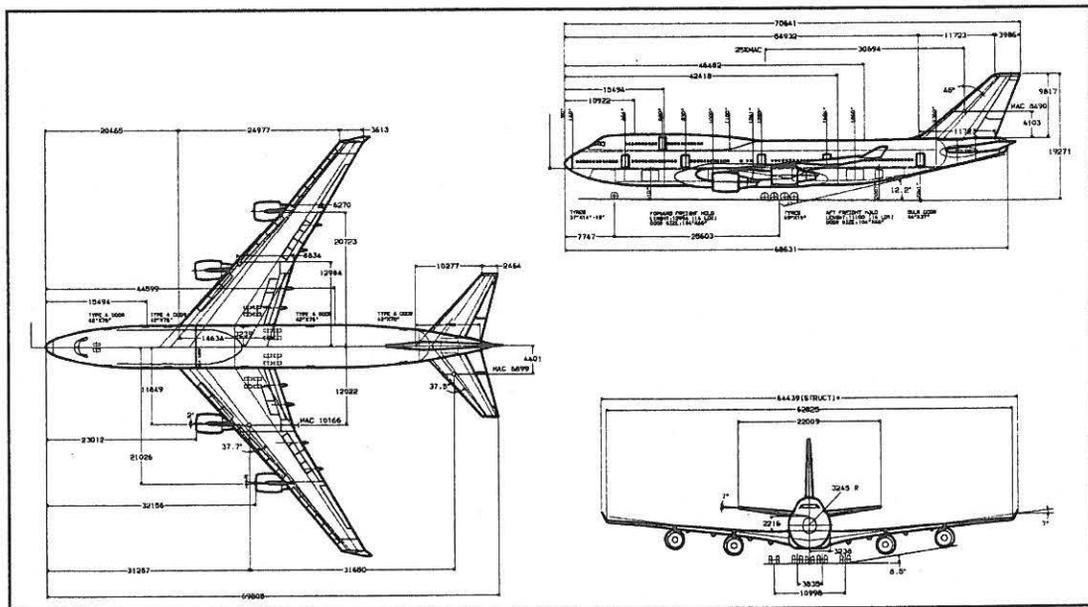


Bild 4.1 Drei-Seiten-Ansicht der 747-400

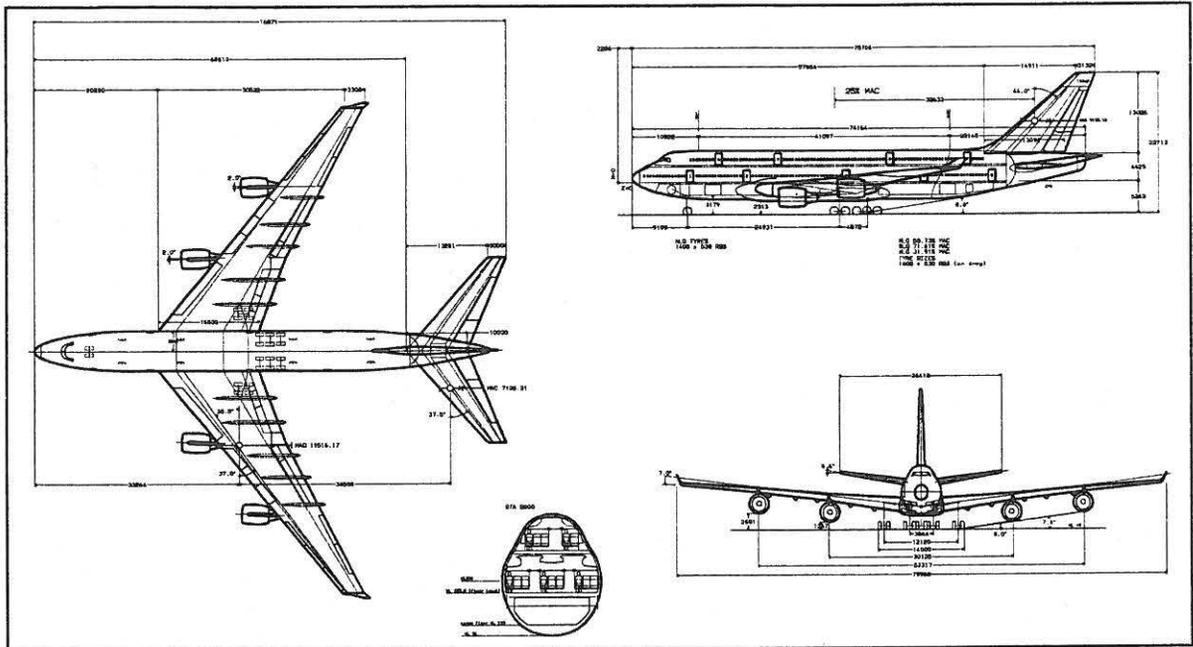


Bild 4.2 Drei-Seiten-Ansicht der B747-100AS

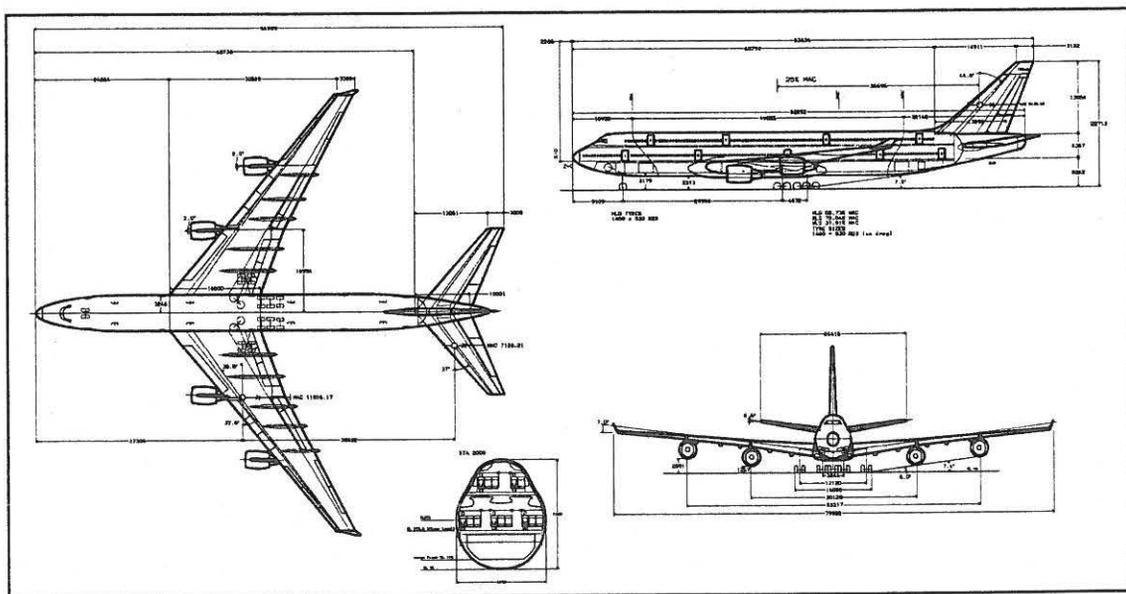


Bild 4.3 Drei-Seiten-Ansicht der B747-200AS

4.1 Rumpfauslegung

Der Rumpfquerschnitt liegt schon mit der Aufgabenstellung fest. Die Rumpflänge der B747-200AS ergibt sich aus der Festlegung der maximalen Gesamtlänge auf 85m, um eine möglichst große Passagierkapazität zu erzielen. Die Rumpflänge der B747-100AS entsteht durch die Verkürzung um 16 Spante aus der B747-200AS. Die Frachtraumgrenzen im Bug- und Heckbereich werden aus der B747-400 entnommen. Im Bugbereich sind die Grenzen, die vordere Fahrwerksrückwand und die vordere Flügelkastenrippe unter Berücksichtigung eines Abstandes von 200mm zur Integration von Struktur und Systemen. Im Heckbereich sind die Grenzen, die hintere Hauptfahrwerkswand und der Einschnürungsbereich im Rumpfheck. Aus den Spantsystemen (Bild 4.4 und Bild Rumpfvergleich im Anhang D geht hervor, dass die Cockpitsektionen und weiter bis Spant 31 in den drei Flugzeugen (B747-400, B747-100AS und B747-200AS) gleich bleiben.

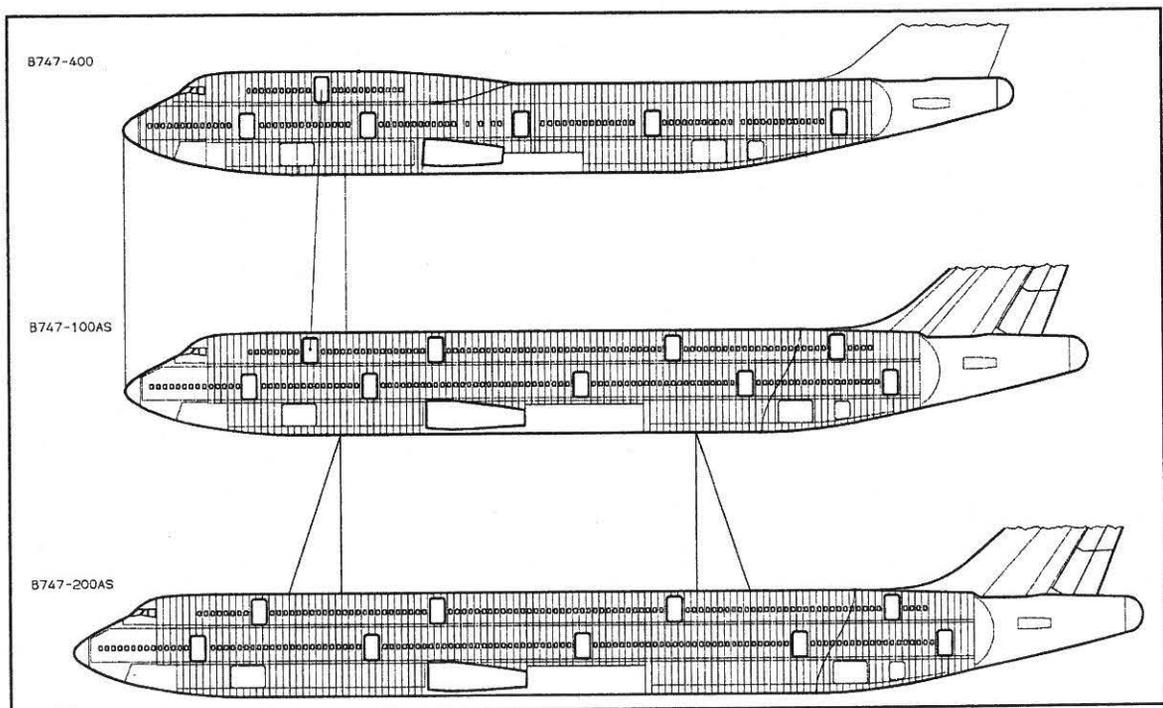


Bild 4.4 Spantsysteme

Der Frachtraum, Bild 4.5 und Bild Frachtvergleich im Anhang, ist so ausgelegt, dass sowohl Standardpaletten und LD1 Container verwendet werden können.

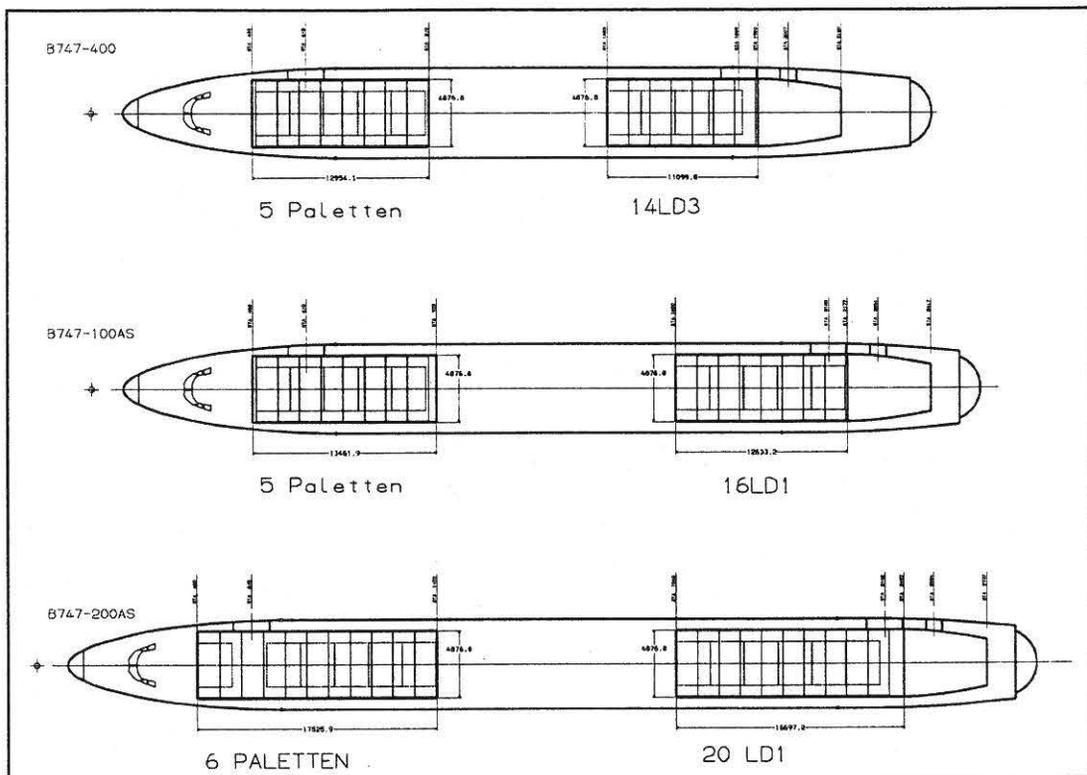


Bild 4.5 Paletten- und Containervergleich

Die obere Tür 6 wird bei den B747AS Flugzeugen um zwei Spante nach vorn versetzt, um den Sicherheitsabstand zwischen den Türen 2 und 6 zu gewährleisten. Ab Spant 32 wird der zylindrische Rumpfquerschnitt fortgesetzt, die Rumpfform im unteren Heckbereich wird von der B747-400 übernommen. Für das durchgezogene Oberdeck wurde der „Strak“ in der oberen Hälfte des Hecks angepasst.

Zur 3-Klassen Bestuhlung werden folgende Aspekte berücksichtigt:

Maximum ist eine 9/5 Sitzanordnung in der Touristenklasse, mit 9 Sitzen nebeneinander auf dem Hauptdeck und 5 Sitzen nebeneinander auf dem Oberdeck und ausreichender Zugänglichkeit zu den Toiletten und Küchen sowie eine optimale Anordnung der Türen und Notausgänge. Das Türkonzept sieht 9 Typ A Türen mit einem Zulassungspotential von 110 Passagieren je Türenpaar, (max. Bestuhlung wäre in der Touristenklasse 990 Passagiere), vor. Die Verbindungstreppe zwischen den Decks wird neu gestaltet. Der Größe nach werden den verschiedenen Klassen ähnliche Prozentanteile der Passagiere wie bei der A3XX zugrundegelegt. Im Hauptdeck ergibt sich so eine Anzahl von etwa 370 Passagieren, wobei die Erste-Klasse vorn, dahinter die Business-Klasse und am Rumpffende die Touristenklasse angeordnet ist.

Erste- und Business-Klasse sind mit einer Trennwand und zwei Stauräumen voneinander getrennt, Business- und Touristenklasse durch die Hauptküche, Treppe, Aufzug und Toiletten. Im Heckbereich befinden sich dann noch weitere Küchen sowie eine kleinere Treppe, Aufzug, Toiletten und Stauräume. Im Oberdeck beinhaltet die Aufteilung vorn ebenfalls eine Business-Klasse und von der zweiten Tür ab, an der sich Treppenaufgang, Lift, und Küche befinden, wiederum die Touristenklasse. Vorn, unmittelbar hinter dem Cockpit, befinden sich Toiletten und ein Pilotenruheraum, im Heckbereich sind ebenfalls Ruhemöglichkeiten für die Flugbegleiterinnen, dazu der Treppenaufgang, Stauräume und eine Küche vorgesehen. Im folgenden sind die Kabinenauslegungen der 747-400, 747-100AS und 747-200AS in den Bildern 4.6 bis 4.8 dargestellt.

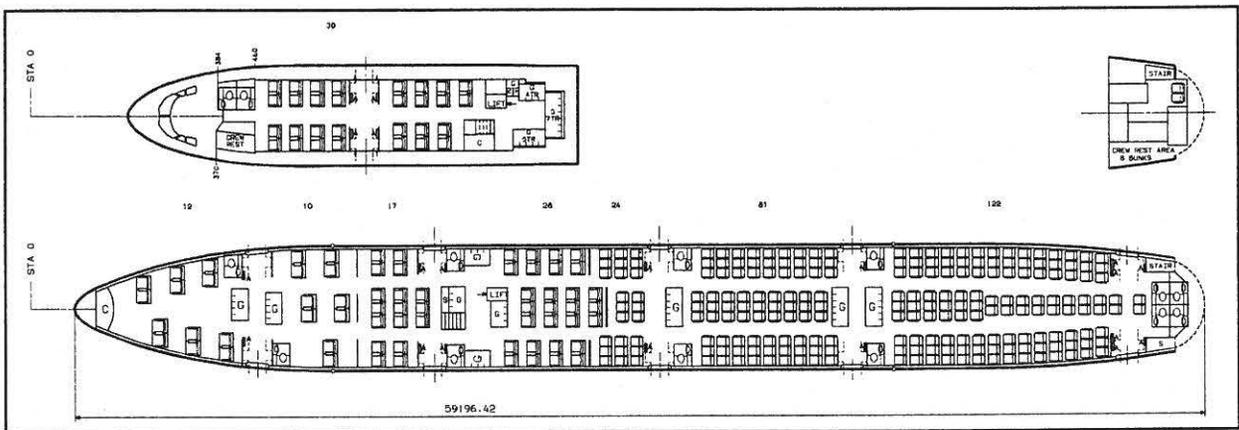


Bild 4.6 Kabinenauslegung der 747-400

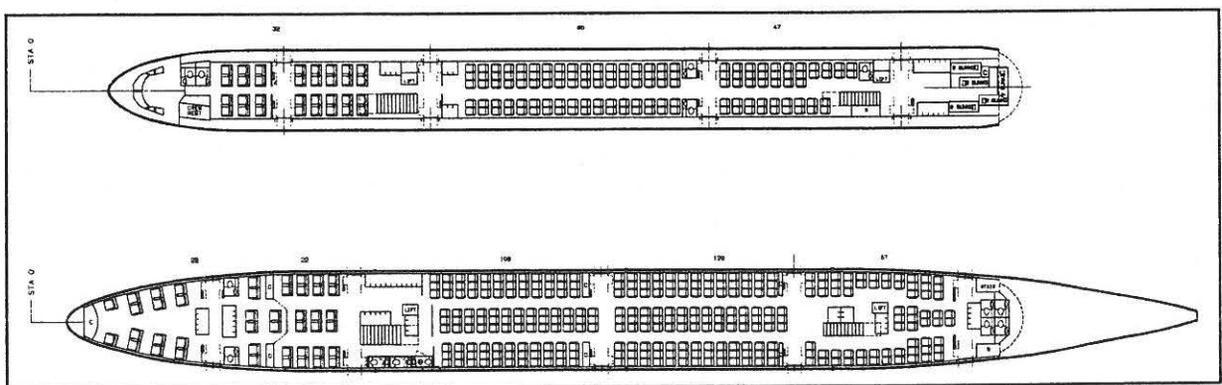


Bild 4.7 Kabinenauslegung der 747-100AS

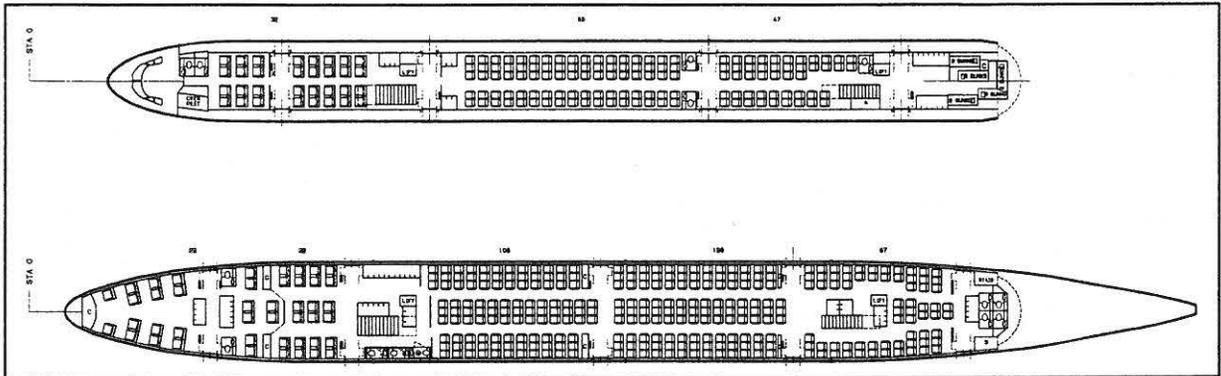


Bild 4.8 Kabinenauslegung der 747-200AS

4.2 Flügelauslegung

Für alle Versionen der B747AS Familie wird der geometrisch gleiche Flügel verwendet, siehe Bild 4.9, der, aufgrund der deutlich höheren Anforderungen, als vollständigen Neuentwurf aufgeführt wird. Die Flügelfläche ergibt sich wie bei der ersten Abschätzung der Entwurfsgewichte über die Annahme einer maximal zu realisierenden Flächenbelastung von etwa $780 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$. Dieser Wert entspricht in etwa den von Boeing

angedachten Flächenbelastungen für die weiterentwickelten Versionen der B777 und lässt sich somit auf einen Flügel-Neuentwurf übertragen. Bei der Abschätzung der Entwurfsgewichte wird davon ausgegangen, dass sich das Abfluggewicht der schwersten Version (B747-200AS) im Laufe des gesamten Einsatzzeitraumes noch einmal um 10% erhöhen wird (siehe auch Abschnitt 5.1, max. growth). Hieraus ergab sich eine erforderliche Flügelfläche von 790 m^2 . Für den Flügelgrundriss werden die Auslegungsprinzipien des B747-400 Flügels übernommen, d.h. die Pfeilung des Flügels und die relative Dickenverteilungen werden übernommen. Um den Flügel aerodynamisch günstig zu gestalten wird die Spannweitenlimitierung von 80m voll ausgeschöpft.

Mit der Annahme einer Zuspitzung von 0,2 (ähnlich der B747-400) ergibt sich zunächst ein einfacher Trapezgrundriss. Über die Annahmen eines ersten Fahrwerkkonzepts ergibt sich dann die Definition eines Kinks im Flügelgrundriss, der die Tiefe im Innenbereich des Flügels erhöht und somit der Lasteneinleitung für das Fahrwerk sowie die Unterbringung des eingefahrenen Fahrwerks ermöglichen soll. Hieraus folgt, dass in dem letzten ausgeführten Flügelgrundriss Pfeilung und Zuspitzung von den ursprünglichen Annahmen abweichen. Für die tragende Flügelstruktur werden die relativen Holmlagen in etwa von der B747-400 übernommen, wobei als weitere Randbedingung gerade verlaufende Holme sowie direkter Anschluss an einen Rumpfspant berücksichtigt werden.

Aus der Festlegung des Hinterholms ergibt sich dann der verbleibende Raum für das Hinterklappensystem. Im ersten Ansatz wird hierfür das Entwurfsprinzip der B747-400 übernommen (insbesondere bei den Gewichten). Bei einer Überprüfung der Start- und Landeeigenschaften wäre hier zu überlegen, ob nicht mit der gewählten Flügelfläche für die beiden Grundversionen nicht auch ein einfacheres und leichteres Klappensystem verwendet werden könnte. Für die Flügelfahrwerksanbindung wird ebenfalls das Boeing Prinzip der Krafteinleitung über einen zum Rumpf durchlaufenden Biegeträger übernommen. Die Aufteilung der Kraftstofftanks im Flügel wird entsprechend der B747-400 ausgeführt. Die Berechnung des Kraftstoffvolumens über die angepasste Pyramidenstumpfformel (siehe Flügelgewichte) zeigt, dass das Kraftstoffvolumen für die Reichweitenforderungen aller Familienmitglieder ausreichend ist.

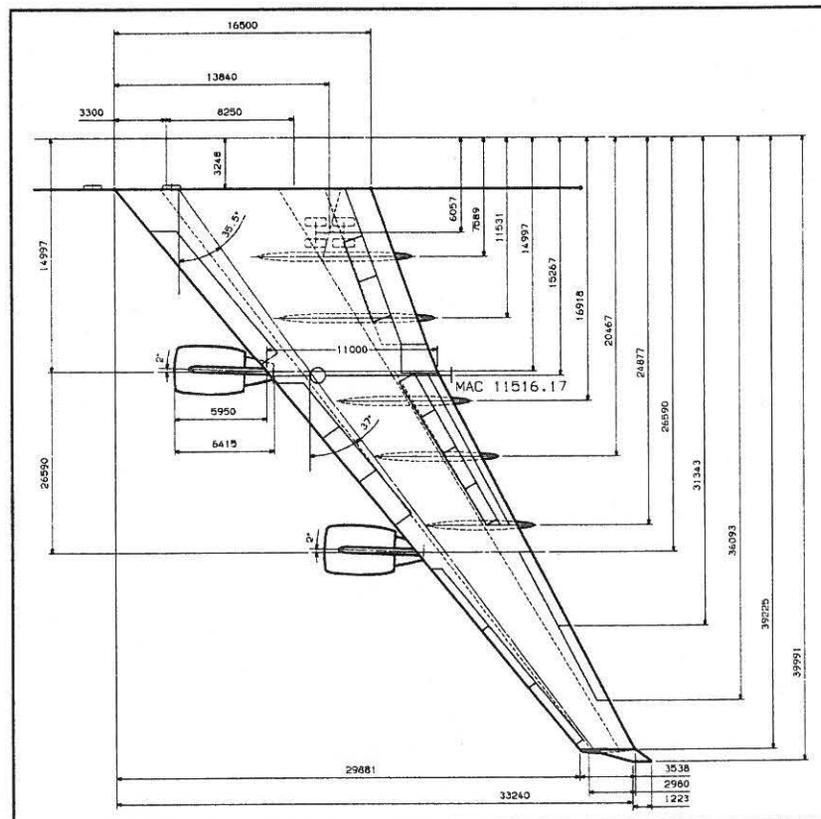


Bild 4.9 Flügel der 747-AS Familie

4.3 Leitwerksauslegung

Sowohl das Höhenleitwerk als auch das Seitenleitwerk wurden nach statistischen, halbempirischen Verfahren ausgelegt. Bezugswert dafür ist das sogenannte Leitwerksvolumen, das Flächen, Hebelarme und typische Kenngrößen (u.a. MAC) beinhaltet. Die Profilformen sind aus der B747-400 übernommen und auf die neue Größe skaliert. Betrachtet wurde dabei jeweils die kritische (kürzeste) Variante.

Die Auslegung des Seitenleitwerks erfolgte über statistische Vergleichsfaktoren. Folgende Einflussgrößen wurden dabei berücksichtigt:

- Stabilisierung des Flugzeuges um die Hochachse $V_S(S)$
- Steuerbarkeit bei Triebwerksausfall $V_S(T)$

Die statistischen Abhängigkeiten für beide Funktionen des Seitenleitwerks sind dabei unterschiedlich. Für die Stabilisierung des Flugzeuges, Bild 4.10, hinsichtlich der Seiten- und Rollbewegung wird der Flügel mit der Fläche und Spannweite als Parameter benutzt, wie in der folgenden Gleichung 4.1 gezeigt.

$$V_S(S) = \frac{S_{SLW} \cdot r_{SLW}}{S \cdot b} = \frac{103 \cdot 32632}{788 \cdot 79982} = 0,0533 \quad (4.1)$$

mit:

$V_S(S)$	Volumenkoeffizient
S_{SLW}	Fläche Seitenleitwerk
r_{SLW}	Hebelarm der Kraftangriffspunkte
S	Fläche Flügel
b	Spannweite

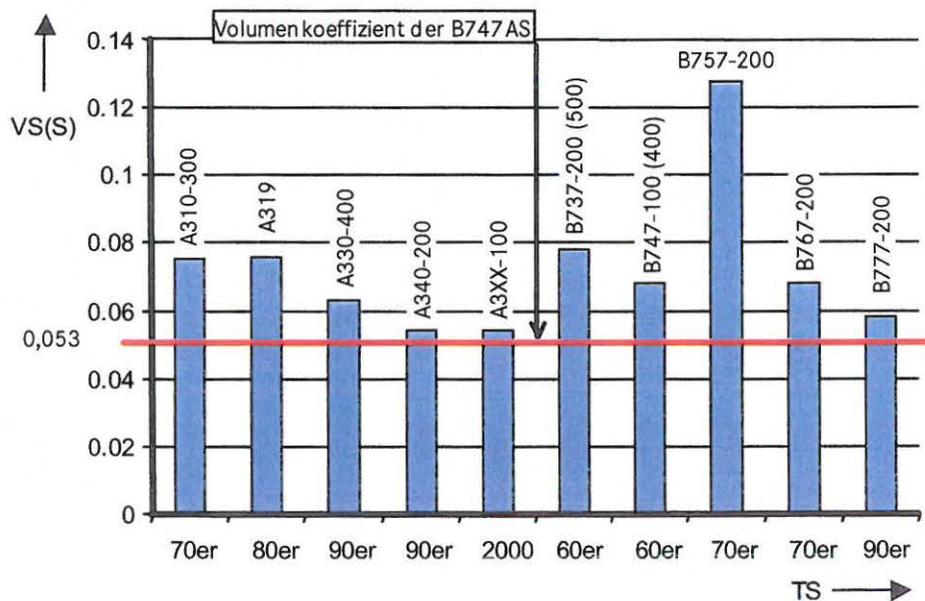


Bild 4.10 Volumenkoeffizient für Seitenleitwerke
 $V_S(S)$ Volumenkoeffizient der Seitenleitwerke
 TS Technologiestand in Jahresangabe

Für den Triebwerksausfall wird die Abhängigkeit mit dem Triebwerksausfallmoment bestimmt, siehe Bild 4.11 und Gleichung 4.2,

$$V_S(T) = \left(\frac{T \cdot b_T}{S_{SLW} \cdot r_{SLW}} \right)^{-1} \cdot NF = \left(\frac{70000 \cdot 4,44288 \cdot 26587,31}{103 \cdot 32632} \right)^{-1} \cdot 1 \left(\frac{N}{m^2} \right) = 0,0004065 \quad (4.2)$$

mit:	$V_S(T)$	Volumenkoeffizient
	S_{SLW}	Fläche Seitenleitwerk
	r_{SLW}	Hebelarm des Seitenleitwerks zum Kraftangriffspunkt
	T	Schub des äußeren Triebwerks
	b_T	Hebelarm des Triebwerks zum Kraftangriffspunkt
	NF	Normierungsfaktor in $\frac{N}{m^2}$

Ausgehend von der Annahme, daß Boeing auch bei der Leitwerksauslegung nahe an die Möglichkeiten von AI herankommen kann, wird die Seitenleitwerksfläche entsprechend der Tendenz von „flächenbezogener“ Volumenkoeffizienten 4-strahliger Flugzeuge, ähnlich A340 und A3XX mit 0,054, gewählt. Daraus ergibt sich eine Seitenleitwerksfläche von $103m^2$.

Eine Überprüfung des „Schubbezogenen“ Volumenkoeffizienten zeigt, daß auch dieser im Bereich von A340 und A3XX liegt, allerdings gegenüber realisierten Boeing Flugzeugen recht niedrig ist.

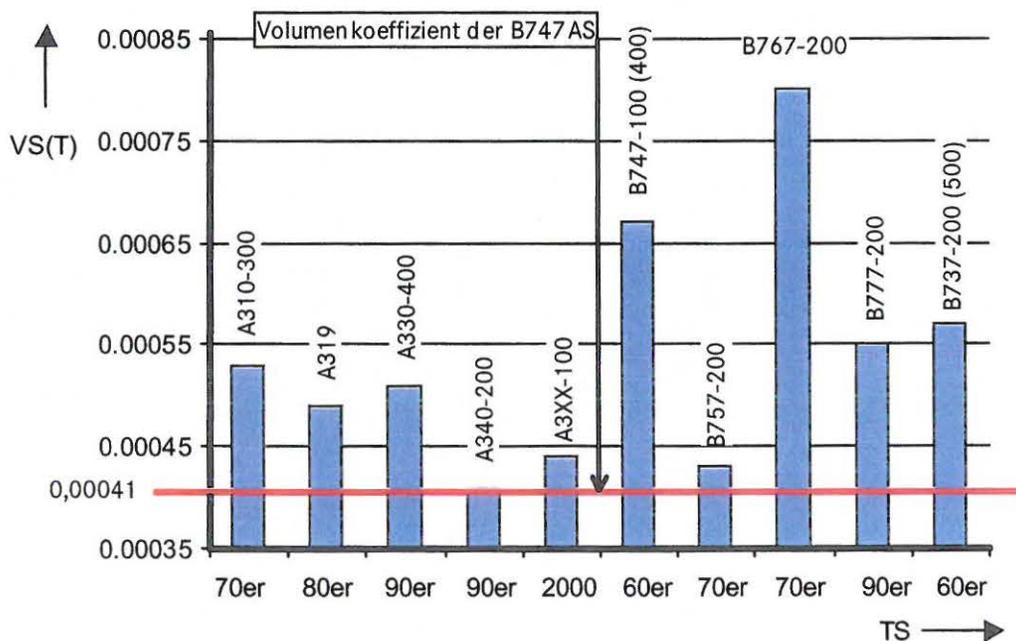


Bild 4.11 Volumenkoeffizient für Seitenleitwerke
 $V_S(T)$ Volumenkoeffizient der Seitenleitwerke
 TS Technologiestand in Jahresangabe

Für das Höhenleitwerk berücksichtigt das Leitwerksvolumen folgende Funktionen:

- Stabilisierung der Flugzeulängesachse V_H
- Steuerbarkeit des Flugzeuges um die Querachse

Auch hier wurde ein mittlerer Wert ausgewählt, $V_H=0,743$, der zwischen den älteren und neuen Flugzeugen liegt, siehe Gleichung 4.3 und Bild 4.12,

$$V_H = \frac{S_{HLW} \cdot r_{HLW}}{S \cdot MAC} = \frac{195 \cdot 34588}{788 \cdot 11515.2} = 0,743 \quad (4.3)$$

mit:

V_H	Volumenkoeffizient
S_{HLW}	Fläche Höhenleitwerk
r_{HLW}	Hebelarm der Kraftangriffspunkte
S	Fläche Flügel
MAC	Mean Aerodynamic Chord

Der gewählte Wert führt zu einer Höhenleitwerksfläche von 195m^2 .

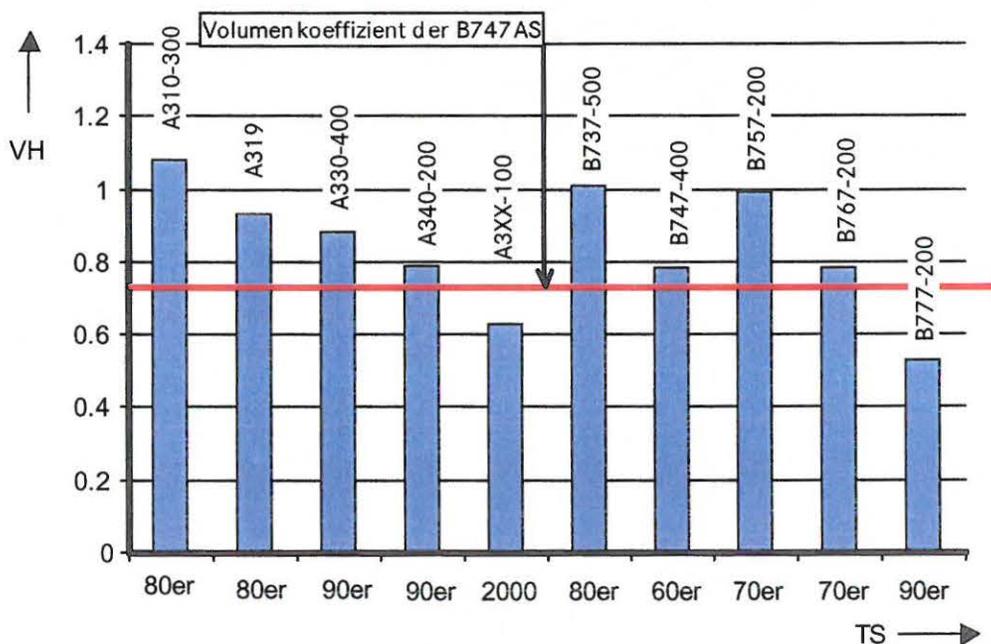


Bild 4.12 Volumenkoeffizienten des Höhenleitwerks verschiedener Flugzeugtypen
 V_H Volumenkoeffizient der Höhenleitwerke
 LN Laufende Nummer

4.4 Fahrwerksanpassung

Grundlage für die Fahrwerksauslegung ist zunächst einmal das Fahrwerk der 747-400, mit:

- einem Bugfahrwerk
- zwei Flügelfahrwerken
- zwei Rumpffahrwerken

Dieses prinzipielle Konzept wird auch für die neuen Varianten beibehalten, bereichsweise an die höheren Lasten angepasst. Dazu werden aus allgemeinen Projektuntersuchungen [Trahmer 1995-1999], unter Berücksichtigung von:

- Fahrwerkskonzept („footprint“)
- Reifenbelastungen (Grenzwerten)
- Verteilung von Bodenlasten (PCN)
- Bremspaketbreiten
- Fahrwerkskinematik,

als Richtwert eine maximale Reifenlast von 30 t übernommen. Dieses ist mit einem Reifen [1400*530 R23 (PR 34)], nach [Airbus 1992], realisierbar.

Bei einer maximalen Startmasse von 608t (max. growth) und einem Anteil von 98% auf den Hauptfahrwerken (596t) sind dann 20 Räder notwendig. Während für die Flügelfahrwerke, wie bei der 747-400, jeweils 4 Räder vorgesehen werden, können bei den Rumpffahrwerken, wegen der günstigen Unterbringungsmöglichkeiten, über 6 Räder verwendet werden.

4.5 3D Geometrie der 747-400 und 747-100AS

Abschließend sind im folgenden, zur besseren Anschauung, vier perspektivische Bilder (747-100AS und 747-400), Bild 4.13, 4.15 und Bild 4.14, 4.16, als Vergleich und als Ergänzung zur Diplomarbeit dargestellt, nach [DA, EZA 2000_c].



Bild 4.13 747-100AS

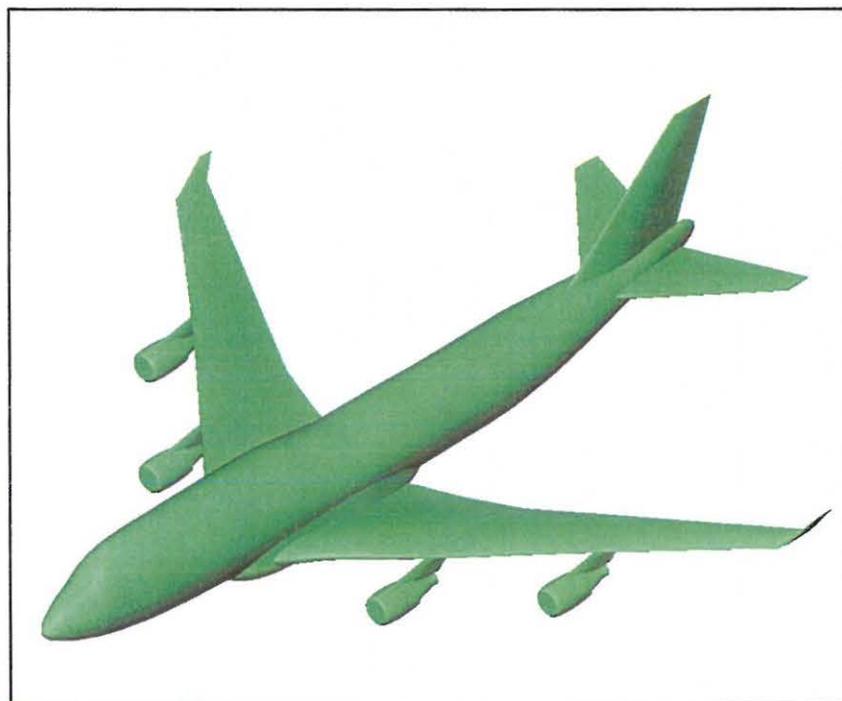


Bild 4.14 747-400

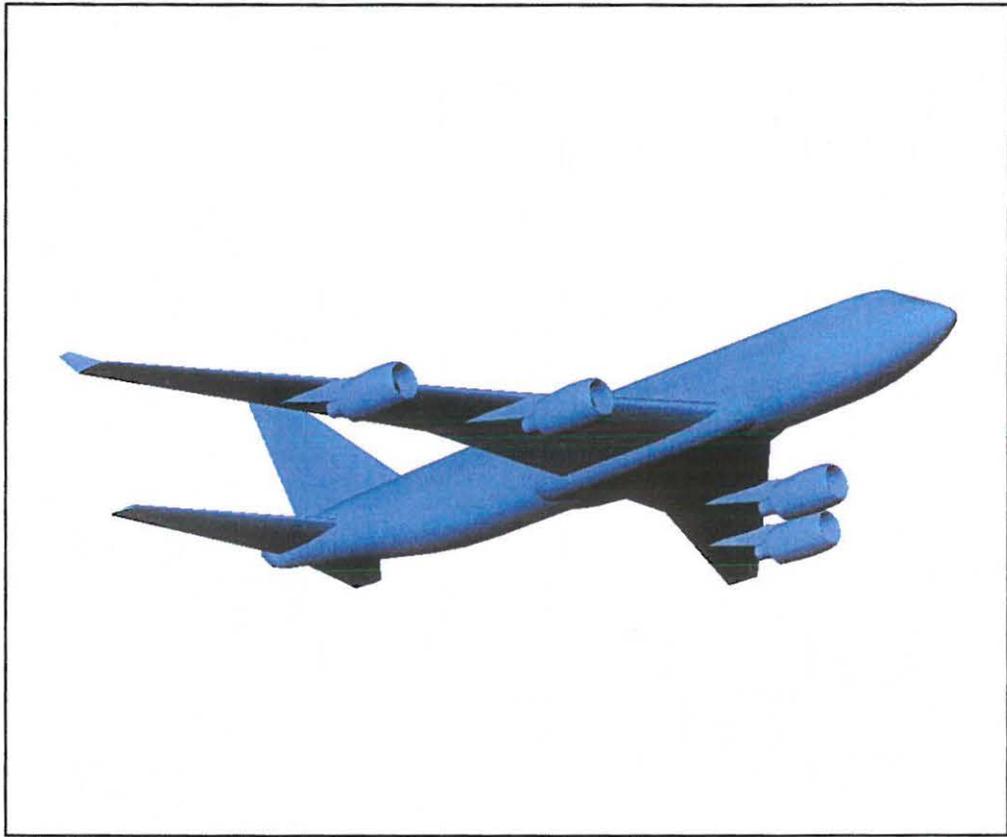


Bild 4.15 747-100AS



Bild 4.16 747-400

5 Massen- und Schwerpunktsanalyse

Neben der Ableitung der Aerodynamik ist die Massenabschätzung ein weiterer wesentlicher Bestandteil des Entwurfs. Hier und im nächsten Kapitel wird nach dem folgenden Prinzip vorgegangen: Was kann berechnet und bestimmt werden, was muss abgeschätzt oder angenommen werden und welche Ergebnisse werden erzielt.

5.1 Massenabschätzung

Bei der Bestimmung der Entwurfsgewichte (z.B. OWE (Betriebsleermasse), MTOW (maximale Abflugmasse)) wurde für eine erste Abschätzung wie folgt vorgegangen:

Mit vorhandenen Daten aus Tabelle 5.1 (Passagierzahl, Betriebsleermasse, maximale Abflugmasse) wurde Bild 5.1 und 5.2 erstellt. Auf der Abszisse wurden MTOW bzw. OWE, auf der Ordinate die Passagierzahlen aufgetragen. Berücksichtigt wurden die A3XX-100, A3XX-200, A340-200, -300, B777-200, B777-300 und die B747-400. Unterteilt wird die Grafik dabei zusätzlich in Basisversionen und Derivative. Deutlich erkennbar ist dabei, dass bei den Derivaten der Zuwachs an Passagieren relativ größer ist als die MTOW Erhöhung.

Tabelle 5.1 MTOW, OWE für Flugzeuge über 400 Passagiere

	MTOW	PAX	OWE
A3XX-100	540	555	271
A3XX-200	590	656	290
A340-200	275	265	124
A340-300	271	295	130
B747-400	396	410	183
B777-200	298	323	141
B777-300	340	402	167

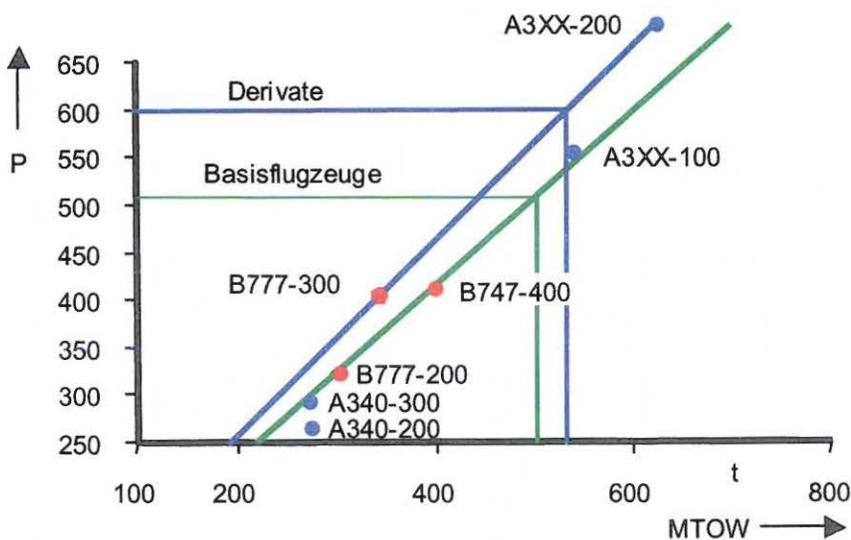


Bild 5.1 Passagiere über maximaler Abflugmasse
 P Passagiere in Dreiklassenbestuhlung
 MTOW Maximale Abflugmasse in Tonnen
 Derivate: A3XX-200 und B777-300

Dieser Trend, der eigentlich nur den *Leergewichtvergleich* der Flugzeuge widerspiegelt, beruht im wesentlichen darauf, dass bei Derivatversionen auf bereits gebaute Bauteile zurückgegriffen werden kann und die Struktur bei Abfluggewichtserhöhungen effektiv (d.h. mit minimalem Aufwand und Gewicht) verstärkt werden kann. Das Schaubild 5.2 zeigt Passagierzahl über Betriebsleermasse aufgetragen.

Ziel dieses Schrittes ist die Bestimmung eines ersten Entwurfs-MTOW (PAX über MTOW) und die Abschätzung eines ersten Betriebsleergewichtes (OWE). Es ergibt sich ein MTOW von 504t und ein OWE von 240t für die Basis (B747-100AS), und für das gestreckte Derivat (B747-200) ein MTOW von 560t bzw. ein OWE von 260t.

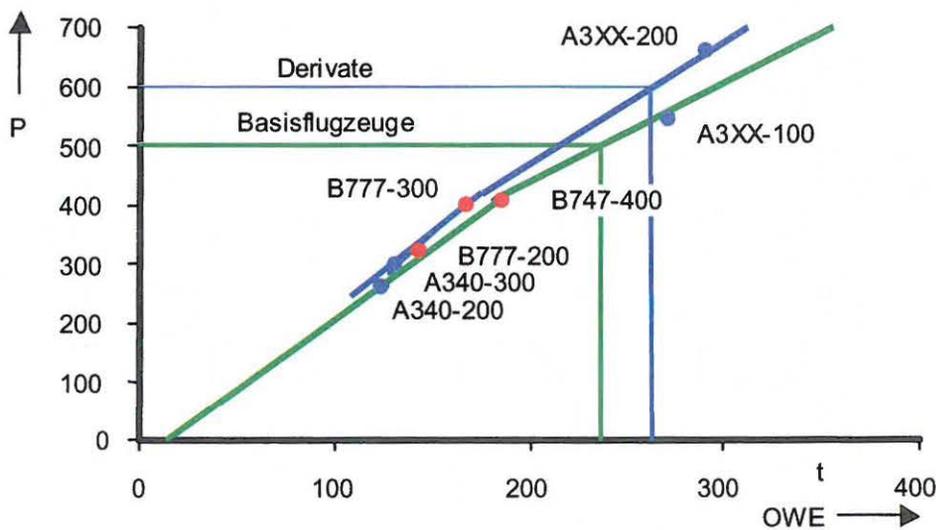


Bild 5.2 Passagierzahl über Betriebsleermasse
 P Passagiere in Dreiklassenbestuhlung
 OWE Betriebsleermasse in Tonnen
 Derivate: A3XX-200 und B777-300

Das Bild 5.3 zeigt das resultierende Familienkonzept. Basisversion ist die B747-100AS aus der dann die Version mit erhöhtem MTOW und verstärktem Flügel, die B747-100AS R abgeleitet wird. Die B747-200AS entsteht dann durch einfache Verlängerung des Rumpfes für mehr Passagiere bei reduzierter Reichweite. Neben der Basisversion und den hier betrachteten Derivativen enthält die Darstellung zusätzlich die maximal mögliche Erweiterung des Spektrums mit 10%igem Aufschlag für Leistungseinbußen oder -ausfällen (Triebwerksverbrauch, Aerodynamik usw.) sowie für gesteigerte Anforderungen hinsichtlich Gewicht im Laufe eines Flugzeugprogramms. Damit soll abgesichert werden, dass auch bei Leistungseinbußen die wesentlichen Bauteile, wie Flügel, Leitwerke und Fahrwerksschacht nicht neu gestaltet werden müssen. Gleichzeitig sollen damit eventuelle Leistungsdefizite und Gewichtserhöhungen, die über die Lebensdauer des Flugzeuges auftreten, abgedeckt werden. Diese Version ist dann die eigentliche Referenz für die Bestimmung der Tragflächengröße und die Komponentenabmessung.

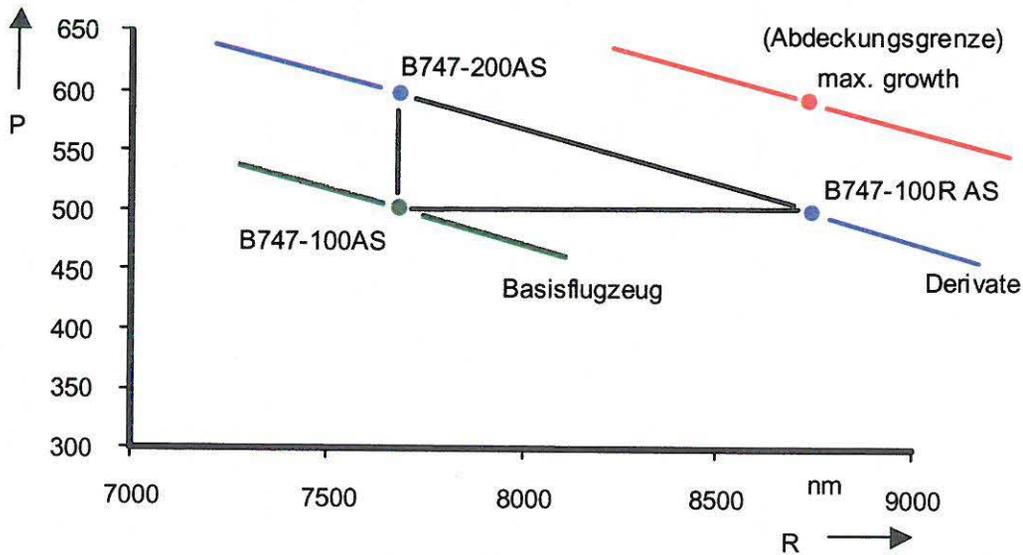


Bild 5.3 Passagiere über Reichweite
P Passagiere in Dreiklassenbestuhlung
R Reichweite in Nautischen Meilen [nm]

Mit den beiden Bildern 5.1 und 5.2 ist eine erste grobe Eingrenzung der Entwurfsgewichte vorhanden, die dann die Basis für erste grobe Leistungsabschätzungen darstellt. Zusätzlich zu MTOW und OWE, siehe Tabelle 5.2, werden die maximale Nutzlast (max. payload) und daraus resultierend MZFW und MLW ermittelt.

Tabelle 5.2 Design Weights

	Design Weights (-100)	-200	MAX GROWTH	747-400
	[t]	[t]	[t]	[t]
MTOW	500	560	616	394
OWE	247	269	-	183
MAX PAYLOAD	85	94	-	85
MZFW	332	363	-	246
MLW	355	389	-	263
Flächenbelastung	-	-	780 kg/m ²	720
Flügelfläche	-	-	788 m ²	-

Die Abschätzung des benötigten Kraftstoffes erfolgt in erster Näherung über die Bréguet'sche Reichweitenformel, wobei die Annahmen für den Reservekraftstoff und Take off Fuel aus Nachrechnungen der B747-400 übernommen wurden. Die notwendige Abschätzung der Aerodynamik für $\frac{L}{D}$ wurden grob auf Basis der aktuellen 747X-Polare vorgenommen, die Verbrauchsdaten der Triebwerke wurden aus Herstellerbroschüren entnommen, nach [DA,EZA 2000_e]. Die Tabelle 5.3 zeigt die Ergebnisse der Reichweiten nach der groben Abschätzung.

Tabelle 5.3 Reichweite nach Breguet aus der B747-400

Design Range mit Breguet aus 747-400			
design range [nm]	7650 [für -100AS]	7650 [für -200AS]	7200 [für B747-400]
Pax	503	600	417
MTOW	500	560	395
missionZFW	294,92	326,42	222,63
mission Fuel	205	234	172
Blockfuel	178,92	203,22	149,64
L/D	19,76	19,45	18,55
SFC ¹ [kg/N*h]	0,0569	0,0569	0,06118
Mach	0,85	0,85	0,85
v(35000ft) [m/s]	252,11	252,11	252,11
Range factor	32142	31638	28062
Range	7655	7696	7219

¹ Total Fuel minus Reserve minus Take off Fuel from the Pop-Program

Im folgenden werden die Formeln zu den Tabellen 5.2 und 5.3 aufgezeigt:

Die **Flügelfläche** A_F ist wie folgt zu errechnen, mit MTOW (max. growth) und der Flächenbelastung $\frac{m}{A}$:

$$A_F = \frac{MTOW(\text{max.growth}) \cdot 1000}{\frac{m}{A}} = \frac{616 \cdot 1000 \text{ kg}}{780 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}} = 788 \text{ m}^2$$

Maximale Nutzlast MP

Die maximale Nutzlast MP wird wie folgt ermittelt, mit maximaler Passagiermasse m_{\max}

$$MP = \frac{T \cdot m_{\max}}{1000} = \frac{990 \cdot 95 \text{ kg}}{1000} = 94 \text{ t} \quad , \text{ für die } -100\text{AS: } MP_{(200\text{AS})} - 10\% = 85 \text{ t}$$

Faktor T

Der Faktor T errechnet sich mit Anzahl der Türen T_a multipliziert mit der zugehörigen maximalen Anzahl der Passagiere P_{\max} /je Tür:

$$T = T_a \cdot P_{\max} = 9 \cdot 110 = 990$$

Das maximale Kraftstoffleergewicht MZFW:

$$MZFW = OWE + MP = 247 + 85 = 332 \text{ t}$$

Die Missionsabflugmasse ohne Kraftstoff **MissionZFW** wird mit OWE, Anzahl der Passagiere multipliziert mit m_{\max} bestimmt:

$$\text{MissionZFW} = \text{OWE} + \frac{P_{\max} \cdot m_{\max}}{1000} = 247 + \frac{500 \cdot 95}{1000} = 294,92 \text{ t}$$

Die **maximale Landemasse MLW** wird mit dem MZFW und MTOW-Reserven (Faktor E) ermittelt:

$$\text{MLW} = \text{MZFW} \cdot E = 332 \cdot 1,07 = 355 \text{ t}$$

Die **Missionskraftstoffmasse MF** wird mit MTOW und MissionZFW ermittelt:

$$\text{MF} = \text{MTOW} - \text{MissionZFW} = 500 - 294,92 = 205 \text{ t}$$

Der **Kraftstoffverbrauch (blockfuel) b_f** wird mit MF, den Reserven r_f und Startkraftstoff s_f errechnet:

$$b_f = \text{MF} - \text{MF} \cdot r_f - \text{MF} \cdot s_f = 205 - 205 \cdot 0,1 - 205 \cdot 0,03 = 178,92 \text{ t}$$

Für die Brequet'sche Reichweitengleichung wird der spezifische **Kraftstoffverbrauch SFC** in $\left[\frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{h}} \right]$ benötigt, dieser wird mit den Verbrauchsdaten des Herstellers ermittelt, mit dem Verbrauchsfaktor Triebwerke f_E und die Umrechnungsfaktoren u_1 und u_2 :

$$\text{SFC} = f_E \cdot u_1 \cdot u_2 = 0,558 \cdot 0,453592 \cdot 4,44822 = 0,0569 \frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{h}}$$

Der **Reichweitenfaktor RF** wird mit der Gleitzahl $\frac{L}{D}$, Geschwindigkeit in Abhängigkeit der Höhe (hier 35000ft), SFC und den Umrechnungsfaktoren errechnet:

$$\text{RF} = \frac{\frac{L}{D} \cdot v(f(H)) \cdot 3,6}{\text{SFC} \cdot 9,81} = \frac{19,76 \cdot 252,11 \cdot 3,6}{0,0569 \cdot 9,81} = 32142$$

Mit dem RF, b_f und dem MTOW wird jetzt die **Reichweite R** in [nm] bestimmt:

$$R = -\text{RF} \cdot \frac{\text{LN}\left(1 - \left(\frac{b_f}{\text{MTOW}}\right)\right)}{1,853178} = -32142 \cdot \frac{\text{LN}\left(1 - \left(\frac{178,92}{500}\right)\right)}{1,853178} = 7655 \text{ nm}$$

Diese Vorgehensweise wird bei der B747-200AS ebenfalls angewendet.

5.2 Entwurfsmassen

Nachdem die Auslegung aller relevanten Einzelkomponenten erfolgt ist, und alle wichtigen geometrischen Daten der Flugzeuge bekannt sind, kann eine detaillierte Massenabschätzung durchgeführt werden. Tabelle 5.4 zeigt die Massenaufteilung der Flugzeugtypen.

Tabelle 5.4 Massenaufteilung der Flugzeugtypen B747-400, B747AS Familie

	B747-400		B747-100AS		B747-200AS	
	[kg]	[%]	[kg]	[%]	[kg]	[%]
Rumpf	35769		52657		60248	
Flügel	42806		64009		67966	
HLW	3732		5312		5312	
SLW	1774		2373		2373	
Fahrwerk	14454		18278		20256	
Pylon	5923		6701		6933	
Antrieb	23764		34500		34500	
Systeme	11771		14692		14976	
Ausstattung	12549		13987		15352	
MWE	156643	39,7	217462	43,6	233808	42,28
Betreiber Ausstattung	24698	6,65	27546	5,95	32857	6,37
OWE	182907	46,35	247182	49,55	269003	48,65
Nutzmasse	39722	10,07	47914	9,6	57154	10,34
Kraftstoff	171971		203904		226843	
MTOW	394600	100	499000	100	553000	100

Zur oben genannten detaillierten Massenabschätzung wird eine Aufteilung in die Einzelmassen der relevanten Flugzeugkomponenten vorgenommen. Diese werden anhand der Komponentengewichte des Referenzflugzeuges B747-400 abgeschätzt und aus diesen mit geeigneten Parametern extrapoliert. Ausgangspunkt sind dabei die ersten Gewichtsannahmen für die Entwurfs- (Design-) Gewichte aus Abschnitt 5.1. Die folgenden Tabellen 5.5 bis 5.9 geben eine Übersicht der Massenaufteilung der Flugzeugfamilie.

Tabelle 5.5 Flugzeugleermassen (Komponentenaufteilung und Abhängigkeiten)

Design weights		B747-400	B747-100AS
	MTOW	395	499
	MLW	285800	355
	MZFW	245850	332
	Boeing weightbook EFR2999 RV995		
		60000	70000
		546	788
		1284	1432
		377	555
		137	195
		77	103
WC	Description		
10	Wing	42806	63794 aus Flügelarbeitsblatt
	Cargo loading system	2160	2298 *länge frachtraum A3-100/länge frachtraum-400
11	Fuselage	35769	52657 aus Gewicht/Kabinnenfläche
13	Tailplane	3732	5312 über Leitwerksfläche
14	Fin	1774	2373 "
15	Landing gear	14454	18278 1. Ansatz MTOW sonst Geometrie
16	Pylons (& nacelle für Boeing)	5923	6701 z.B. Schub hoch 0,8
	paint	390	501 Oberfläche
	Total Structure	107008	151914
20	Equipped engines	21197	
21	Bleed air system	955	
22	Engine control	255	
25	Fuel system	1357	
	Total Power Unit	23764	34500 A3XX engines
30	APU	944	944
31	Hydraulic generation		
32	Hydraulic distribution	1264	1598 über MTOW
33	Air conditioning	1876	2372 über MTOW
34	De-icing	150	215 über wing area
35	Fire protection		
36	Flight controls	3303	4743 über wing area
37	Instrument panels	407	407
38	Aux flight systems		
39	Navigation	901	901
40	Communication Avionics	1019	1100
41	Electric generation		
42	Electric distribution	1907	2412 über MTOW
	Total Systems	11771	14692
50	Furnishings	11560	12504 über Kabinenlänge
51	Oxygen		
52	Lighting		
	Fixed emergency	989	1484 anzahl Türen
53	Water installation		
	Total Furnishings	12549	13987
	Target Technology Weight Saving		
	Manufacturers Weight Empty	155092	215093
	Margin	1551	2151
	MWE minimal (airbus definition)	156643	217244

Tabelle 5.6 Flugzeugleermassen (Komponentenaufteilung und Abhängigkeiten)

Design weights		8747-200AS	8747-100AS R
	MTOW	553	553
	MLW	388	382
	MZFW	383	338
		75000	75000
		788	788
		1614	1432
		635	
		195	
		103	
WC	Description		
10	Wing	67879 aus Flügelarbeitsblatt	72174
	Cargo loading system	3046 *Menge Frachtraum AS-100/Menge Frachtraum-400	2298
11	Fuselage	60248	52657
13	Tailplane	5312 über Leilwerksfläche	5312
14	Fin	2373 *	2373
15	Landing gear	20256 1. Ansatz MTOW sonst Geometrie	20256
16	Pylons (Anacelle für Boeing)	6933 z.B. Schub hoch 0.8 ohne nacelles	6933
	paint	531 Oberfläche	501
	Total Structure	166578	162504
20	Equipped engines		
21	Bleed air system		
22	Engine control		
25	Fuel system		
	Total Power Unit	34500 A3XX engines	34500
30	APU	944	944
31	Hydraulic generation		
32	Hydraulic distribution	1771 über MTOW	1598
33	Air conditioning	2629 über MTOW	2372
34	De-icing	215 über wing area	215
35	Fire protection		
36	Flight controls	4743 über wing area	473
37	Instrument panels		
38	Auto flight systems		
39	Navigation	901	901
40	Communication		
	Avionics	1100	1100
41	Electric generation		
42	Electric distribution	2673 über MTOW	2412
	Total Systems	14976	10015
50	Furnishings	13869 über Kabinenlänge	12504
51	Oxygen		
52	Lighting	0 über pax	
	Fixed emergency	1484 anzahl Türen	1484
53	Water installation		
	Total Furnishings	15352	13987
	Target Technology Weight Saving		
	Manufacturers Weight Empty	231408	221008
	Margin	2314	2210
	MWE nominal (airbus definition)	233720	223218

Tabelle 5.7 Zusammenstellung betreiberabhängiger Massen (Operator Items)

Furnishings & Operator's Items					
Aircraft		B747-400	B747-100AS	B747-200AS	
Cabin Layout		TC VLR	TC VLR	TC VLR	
Passengers	FC	24	22	22	
	BC	68	54	98	
	YC	325	427	480	
Alles aus Layout	HD	0	0	0	
	Total	417	503	600	
No. of Lavatories		12	14	16	
No. of Attendants		17	19	22	
Crew rest (y/n)		1	1	1	
No. of Trolleys		57	70	84	
No. of Lifts		incl in fuselage	incl in fuselage	incl in fuselage	
No. of Container		14	14	20	
No. of Pallets		5	5	7	
Weight Rules		AI / CM-P	AI / CM-P	AI / CM-P	
Lavatory	[kg]	115	115	115	
Attendant's seat	[kg]	18	18	18	
Crew Rest	[kg]	1400	1400	1400	
Water	[kg/pax]	3,0	3,0	3,0	
Waste tank precharge	[kg/pax]	0,13	0,13	0,13	
Galley Structure	[kg/tr]	26	26	26	
Galley Lift	[kg/lift]	195	195	195	
Galley fixed equip	FC	4	4	4	
	BC	2	2	2	
[kg/pax]	YC	1	1	1	
	HD				
Galley Moveable Equipment	FC	36	36	36	
	BC	23	23	23	
[kg/pax]	YC	14	14	14	
	HD				
Container	[kg]	75	75	75	
Pallets	[kg]	125	125	125	
Passenger seat	FC	31,5	31,5	31,5	
	BC	24,5	24,5	24,5	
[kg/seat]	YC	13,5	13,5	13,5	
	HD	0	0	0	
(incl Video)					
Crew	[kg]	85	85	85	

Tabelle 5.8 Betreiberabhängige Massen für die untersuchten Flugzeuge

Absolute Weights		B747-400	B747-100AS	B747-200AS
Furnishings	Lavatories	1380	1610	1840
	Crew Rest	1400	1400	1400
	Attendant seats	306	342	396
	Furnishings change total	3086	3352	3636
Op Items	Unusable Fuel	750	750	750
	Engine Oil	178	178	178
	Water	1251	1509	1800
	Waste tank precharge	54	65	78
	Galley Structure	1482	1820	2184
	Fixed galley equip	557	623	764
	Trolley Lifts			
	Galley Moveable Equipment	6978	8012	9766
	Container	1050	1050	1500
	Pallets	625	625	875
	Emergency Equipment	3302	3302	3302
	Documents	46	46	46
	Passenger seats	6810	7781	9574
	Crew	1615	1785	2040
	Op. Items	24698	27546	32857
	MWE aus MWE split	156643	217244	233720
	1% for customer changes	1566	2172	2337
	Op Items	24698	27546	32857
	OWE	182907	246963	268914
	SPP/Pax [lbm]	210	210	210
	Payload	39722	47914	57154
	mission ZFW	222629	294876	326068
	Range	7260	7650	7650

In dieser Tabelle 5.9 sind die Ergebnisse der letzten durchgeführten Iteration und die Ergebnisse der POP Leistungsrechnung zum Vergleich aufgeführt.

Tabelle 5.9 Entwurfsmassen

design weights					
	B747-100AS	B747-200AS	max growth	747-400	B747-100AS R
MTOW	499 t	553	608	394,63	553
OWE	247 t	269		183	253
max payload	85 t	94		85	85
MZFW	332 t	363			338
MLW	355 t	388			362
Flächenbelastung	grenzwert			780 kg/m ²	
Flügelfläche				780	
Ergebnis der Abschätzung					
design range	7650 nm	7650		7200	8750
Pax	503	600		417	503
missionZFW	294 t	326 t		222 t	300 t
mission Fuel	204 t	227		172	252
blockfuel	177	197		149	219
incl. 10% reserve und 3% für Take off					
L/D	19,76	19,45		18,55	19,76
SFC	0,0569 kg/N*h	0,0569		0,06118	0,0569
Mach	0,85	0,85		0,85	0,85
v(35000ft) [m/s]	252	252		252,11	252,11
Range factor	32142	31637		28061	32142
Range	7629	7539		7219	8762
Ergebnis der Iterationsrechnung					
MTOW	499	553		394,6	553
Range	7680	7680		7200	8900
bf 4000nm	88700	8,7h 98100		78500	-
bf 6000nm	139000	12,8h 154100		124600	-
delta bf 4000	176	164		188	-
A3XX Vergleich	4,3	-3,3		11,3	-

5.3 Flügelmasse

Die Flügelmasse wird, wie nachfolgend beschrieben, nach einem internen DA Vorentwurfsverfahren, [Trahmer 1993], abgeschätzt. Dabei wird zunächst zwischen Primär- und Sekundärstruktur unterschieden. Die Primärstruktur, der tragende Flügelkasten wird als reiner Biegeträger betrachtet. Als Referenz für die Auslegung der Primärstruktur wird wieder der bekannte Flügel der B747-400 verwendet, aus dem die Gewichte der einzelnen Primärstrukturanteile anhand von geeigneten Parametern extrapoliert werden. Als geeignete Parameter werden hier folgende gewählt:

- Querkraft für Holmgewichte
- Längskräfte für Gurtgewichte
- Boxvolumen für Versteifungselemente (Rippen)

Zur Ermittlung der Belastung werden zunächst die Linienlasten aus Auftrieb, Kraftstoff und Eigengewicht des Flügels sowie die Punktlasten der Triebwerke über die Spannweite des Flügels ermittelt. Aus den Streckenlasten wird über die Spannweite der Biegemomentenverlauf ermittelt, aus dem sich mit den örtlichen Boxhöhen der Verlauf der Längskräfte ergibt. Die folgende Gleichung 5.1 zeigt den Zusammenhang:

$$F_{GURT} = \frac{M_B}{h_{BOX}} \quad \text{Gleichung 5.1, Längskraft } F_{GURT}$$

Die Lasten werden dann für das Vergleichsflugzeug und Neuentwurf über die Spannweite integriert und die Gewichte der einzelnen Bauteile über den integrierten Wert skaliert.

Sie wird entsprechend der Belastung bei maximalem Leertankgewicht (MZFW) dimensioniert.

Für die Verteilung des Auftriebs über die Spannweite wird eine Verteilung gewählt, die in etwa der für die 747-400 angenommenen Verteilung entspricht. Hierfür wird der Wert zwischen einer rein elliptischen Verteilung und einer dreiecksförmigen Verteilung gemittelt, siehe auch Tabelle 5.12 und Bild 6.4.

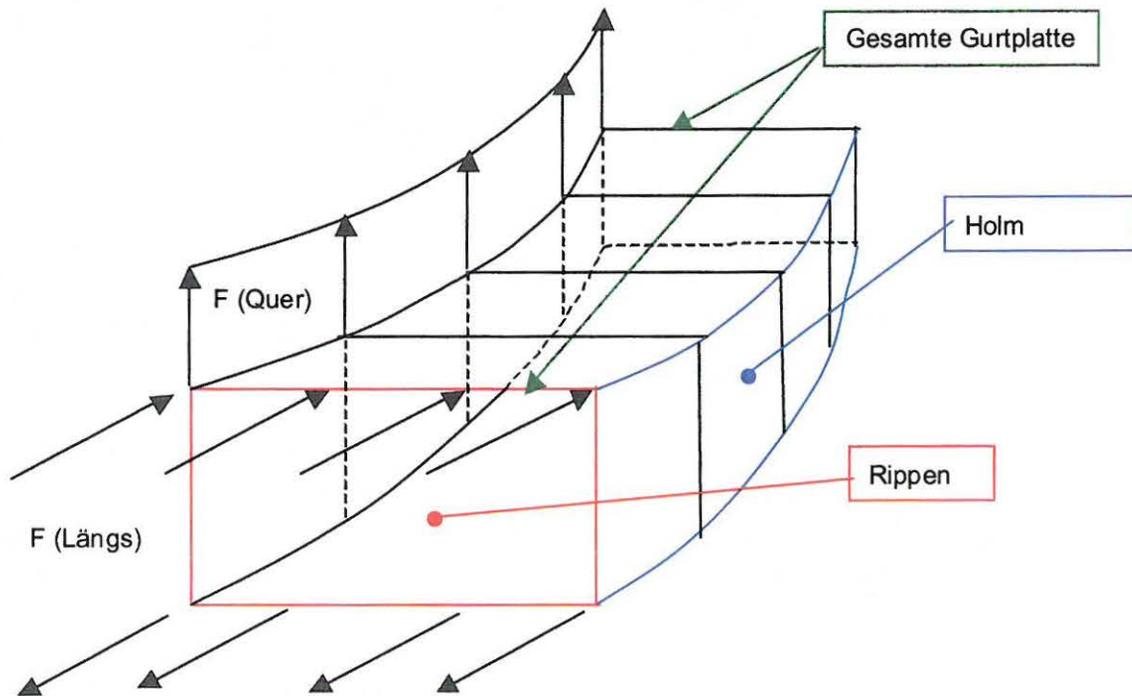


Bild 5.4 Flügelbox als idealer Leichtbausträger

Nach Bild 5.4 gelten folgende Annahmen, nach [Farrar J.R.A.S. 1949]:

- Die Gurtplatten tragen ausschließlich das aus der Biegung resultierende Längskraftpaar
- Die Holme tragen ausschließlich den aus der Querkraft resultierenden Querkraftschubfluss
- Die Rippen haben eine reine Stützfunktion

Die Gurtplatten dimensionieren sich als Biegeträger-Gurt. Die örtliche Dimensionierung ergibt sich nach Gleichung 5.2 zu:

$$Aq(y') = nz \cdot \frac{\iint (Ab(y') - Fe(y') - Ks(y') - Trw) dy dy}{h(y') \cdot \sigma_{ZUL}} \quad (5.2)$$

mit:

nz	Lastvielfache
Ab	Auftrieb
Fe	Flügelentlastung
Ks	Kraftstoff
Trw	Triebwerk
y'	Laufänge in Flügelrichtung
h	Höhe Box
σ	Zulässige Biegespannung
Aq	Aequivalenter Querschnitt in mm^2

Die Gurtmasse des Projektflugzeuges skaliert sich aus der des Vergleichsflugzeugs nach Gleichung 5.3 zu:

$$M_{GURT(P)} = M_{GURT(V)} \cdot \frac{\rho(P) \cdot \int Aq(y'),(P)}{\rho(V) \cdot \int Aq(y'),(V)} \quad (5.3)$$

mit:	$M_{GURT(P)}$	Gurtmasse des Projektflugzeuges
	$M_{GURT(V)}$	Gurtmasse des Vergleichsflugzeuges
	ρ	Materialdichte der Flugzeuge
	V	Vergleichsflugzeug
	P	Projektflugzeug
	y'	Laufänge in Flügelrichtung

Die Holme dimensionieren sich als Querkraftträger-Steg. Die örtliche Dimensionierung ergibt sich nach Gleichung 5.4 zu:

$$Aq(y') = nz \cdot \frac{\int (Ab(y') - Fe(y') - Ks(y') - Trw) dy}{\tau_{Zul}} \quad (5.4)$$

mit:	nz	Lastvielfache
	Ab	Auftrieb
	Fe	Flügelentlastung
	Ks	Kraftstoff
	Trw	Triebwerk
	y'	Laufänge in Flügelrichtung
	τ	Zulässige Schubspannung
	Aq	Aequivalenter Querschnitt in mm^2

Die Holmmasse des Projektflugzeuges skaliert sich aus der des Vergleichsflugzeugs nach Gleichung 5.5 zu:

$$M_{Holm(P)} = M_{Holm(V)} \cdot \frac{\rho(P) \cdot \int Aq(y'),(P)}{\rho(V) \cdot \int Aq(y'),(V)} \quad (5.5)$$

mit:	$M_{Holm(P)}$	Holmmasse des Projektflugzeuges
	$M_{Holm(V)}$	Holmmasse des Vergleichsflugzeuges
	ρ	Materialdichte der Flugzeuge
	V	Vergleichsflugzeug
	P	Projektflugzeug
	y'	Laufänge in Flügelrichtung

Die Rippen werden vereinfacht als Stützelemente dimensioniert, nach [Garnatz 1992], mit:

$$\bar{s}_{RIPPE} \sim h_{BOX}(y'), \rightarrow M_{RIPPE} \sim V_{BOX}$$

Die Rippenmasse des Projektflugzeuges skaliert sich aus der des Vergleichsflugzeuges nach Gleichung 5.6 zu:

$$M_{Rippe(P)} = M_{Rippe(V)} \cdot \frac{\rho(P) \cdot \int A_{box}(P)}{\rho(V) \cdot \int A_{box}(V)} \quad (5.6)$$

mit:	$M_{Rippe(P)}$	Rippenmasse des Projektflugzeuges
	$M_{Rippe(V)}$	Rippenmasse des Vergleichsflugzeuges
	ρ	Materialdichte der Flugzeuge
	V	Vergleichsflugzeug
	P	Projektflugzeug
	y'	Laufänge in Flügelrichtung
	A_{box}	Querschnittsfläche

Tabelle 5.10 Eingangsdaten für das Flügelgewichtsprogramm

WING WEIGHT		TYPE: B747-100AS					
Design Weights		max tank cap	taken	calculated		Wing weight outboard	
MTOW	499000 t	Inner wing		78957.11	78957.11	both sides	57559.72
MZFW	331962.6	outer wing		39253.31	39253.31		
Fuel	167037.4	gross volume [cum]				box volume [cum]	
max Wing		inner		122.9862		one side	185.6414
fuel	236420.8	outer		61.14222			
Wing fuel	167037.4	Fuel factor taken [kg/cum]	[%]			spec weight [kg/cum]	
max fuel		Inner tank		359.9218	56.06258		155.0294
capacity	312522.1	Outer tank		642	100		
Wing area	788 m ²	Centre tank		642	100	Engine+Pylon [kg]	
Wichtungsfaktor:						one part	10300.15
	0.3						
Für rein elliptische Auftriebsverteilung 0 eingeben!							
Spannweite[mm]:	80000						

Bei der Sekundärstruktur (Klappen, Ruder) handelt es sich dagegen um Zusatz- und Flächenfüllelemente, die nur nach ihrer Funktion bemessen werden müssen. Deren Masse wird daher vereinfacht, nur auf die Oberfläche bezogen, bestimmt.

Tabelle 5.11 Geometrische Eingangsdaten für das Flügelgewichtsprogramm

Station	Geometry						Tanks					
	[mm] Y-Station	Eta	[mm] Chord	Box width [mm]	plan area T/C [%]	Box sweep [deg]	Engine (1=yes)	(inner=1) (outer=2)	H box [mm]	A box [sqm]	d V box [cum]	
Tip	39991	0.9998	3343	1650		7.8	37.19		260.754	0.43024		
	39225	0.9806	3536	1788	1.31675	7.77	37.19		274.747	0.49125	0.35293	
	37265	0.9316	4138	2140	3.84944	7.82	37.19		323.592	0.69249	1.16006	
Tank+1 (90%)	35304	0.8826	4741	2492	4.54168	7.8	37.19		2	369.798	0.92154	1.58255
	35303	0.8826	4741	2492	0.00249	7.82	37.19		2	370.746	0.9239	0.00092
Tank	30946	0.7737	6080	3274	12.5612	7.96	37.19		2	483.968	1.58451	5.46457
	26588	0.6647	7419	4057	15.9742	8	37.19		2	593.52	2.40791	8.69949
T+E+1	26587	0.6647	7420	4057	0.00406	8.03	37.19	1	2	595.826	2.41727	0.00241
T+E	24286	0.6072	8127	4471	9.81146	8	37.19		2	650.16	2.90687	6.12541
	21989	0.5497	8833	4883	10.7431	8.1	37.19		2	715.473	3.49365	7.351
Kink+1	19692	0.4923	9538	5296	11.6906	8.34	37.19		2	795.469	4.2128	8.85087
	17395	0.4349	10244	5708	12.6381	8.34	37.19		2	854.35	4.87663	10.4392
Kink	15098	0.3775	10950	6121	13.5856	8.35	37.19		2	914.325	5.59658	12.0285
	15097	0.3774	10912	6121	0.00612	8.38	37.19		2	914.426	5.5972	0.0056
T+E+1	14992	0.3748	11000	6140	0.6437	8.4	37.19		2	924	5.67336	0.5917
T+E	14991	0.3748	11000	6140	0.00614	8.4	37.19	1	1	924	5.67336	0.00567
	13036	0.3259	11916	6491	12.3468	8.6	37.19		1	1024.78	6.65182	12.0479
Kink+1	11081	0.277	12830	6842	13.033	8.97	37.19		1	1150.85	7.87412	14.1991
	9126	0.2282	13476	7193	13.7192	9.85	37.19		1	1327.39	9.54789	17.03
T+E+1	7171	0.1793	14661	7544	14.4054	10.76	37.19		1	1577.52	11.9008	20.9661
	5216	0.1304	15576	7896	15.0926	12.03	37.19		1	1873.79	14.7955	26.0956
Tank+1	3261	0.0815	16491	8247	15.7798	13.4	37.19		1	2209.79	18.2242	32.2767
Tank	3260	0.0815	16492	8247	0.00825	13.4	37.19		1	2209.93	18.2253	0.01822
Root	3242	0.0811	16500	8250	0.14847	13.43	37.19		1	2215.95	18.2816	0.3468
Centerline	0				181.908				BOX AREA / VOLUME		153.401	185.641

Tabelle 5.12 Linienlasten des Flügelgewichtsprogramms

Calculation										
Linienlasten										
Triangular [kg/m]	Lift			Fuel [kg/m]	Wing [kg/m]	Total [kg/m]	Engine [kg]	Intervall	dy [m]	dy' [m]
	Elliptical [kg/m]	Mixed Mixed	Mixed							
0	0	0	0	0	-67	-67	0	0	0	
239	1547	1155	0	0	-76	1079	0	1	1	1
851	2883	2273	0	0	-107	2166	0	2	2	2
1462	3732	3051	-592	-143	2316	0	3	2	2	2
1463	3732	3051	-593	-143	2315	0	4	0	0	0
2822	5031	4369	-1017	-246	3106	0	5	4	4	5
4182	5934	5408	-1546	-373	3489	0	6	4	4	5
4182	5934	5408	-1552	-375	3482	-10300	7	0	0	0
4900	6311	5888	-1866	-451	3571	0	8	2	2	3
5617	6635	6330	-2243	-542	3545	0	9	2	2	3
6334	6914	6740	-2705	-653	3382	0	10	2	2	3
7050	7153	7122	-3131	-756	3235	0	11	2	2	3
7767	7356	7479	-3593	-868	3018	0	12	2	2	3
7767	7356	7479	-3593	-868	3018	0	13	0	0	0
7800	7364	7495	-3642	-880	2973	0	14	0	0	0
7800	7364	7495	-2042	-880	4574	-10300	15	0	0	0
8410	7510	7780	-2394	-1031	4355	0	16	2	2	2
9020	7633	8049	-2834	-1221	3994	0	17	2	2	2
9630	7734	8303	-3436	-1480	3386	0	18	2	2	2
10240	7815	8543	-4283	-1845	2414	0	19	2	2	2
10850	7876	8768	-5325	-2294	1149	0	20	2	2	2
11460	7917	8980	-6559	-2825	-404	0	21	2	2	2
11461	7917	8980	-6560	-2825	-405	0	22	0	0	0
11466	7917	8982	-6580	-2834	-432	0	22	0	0	0
12478	7944	9304	-66087				Total dy'		37	46

Tabelle 5.13 Momente, Querkräfte und Längskräfte des Flügelgewichtsprogramms

Shear Forces			Bending Moments			Panel Forces			Root Bending Moments		
d F shear [kg]	F shear [kg]	F shear dy' [t*m]	local Mx' [kg*m]	Mx' [kg*m]	lever of Fs [m]	F panel [t]	F panel dy' [t * m]	local Mx [kg*m]	Mx [kg*m]	lever of Fs [m]	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
388	388	0	116	116	0	0	0	92	92	0	
3179	3567	5	3474	4544	1	14	18	2768	3620	1	
4395	7962	14	5348	18673	2	50	79	4261	14875	2	
2	7964	0	0	18683	2	50	0	0	14883	2	
11809	19773	76	30722	92961	5	192	663	24474	74056	4	
14370	34143	147	38544	239671	7	404	1630	30706	190930	6	
-10297	23846	0	-6	239707	10	402	1	-5	190959	8	
8114	31960	81	11669	320253	10	493	1292	9296	255125	8	
8173	40133	104	11797	424203	11	593	1565	9398	337935	8	
7956	48089	127	11560	551480	11	693	1854	9209	439329	9	
7600	55688	150	11038	701176	13	821	2183	8793	558581	10	
7182	62871	171	10474	872221	14	954	2559	8344	694842	11	
3	62874	0	0	872300	14	954	1	0	694905	11	
315	63188	8	21	880608	14	953	126	17	701523	11	
-10296	52892	0	-6	880681	17	953	1	-5	701582	13	
8727	61619	141	10796	1021278	17	997	2392	8601	813586	13	
8161	69780	161	10158	1182654	17	1028	2484	8092	942144	14	
7214	76995	180	9095	1362995	18	1027	2521	7246	1085810	14	
5670	82664	196	7346	1559291	19	988	2473	5852	1242187	15	
3483	86148	207	4780	1766935	21	943	2370	3808	1407603	16	
728	86876	212	1514	1979862	23	896	2256	1206	1577228	18	
0	86875	0	0	1979971	23	896	1	0	1577315	18	
-8	86867	2	0	1981934	23	894	21	0	1578879	18	
INT F shear dy'		1983			INT F panel dy'		26491				

Auf den folgenden Seiten werden die Diagramme (Bild 5.5 bis Bild 5.8) zu den Linienlasten, Querkräfte, Biegemoment und Längskraft dargestellt.

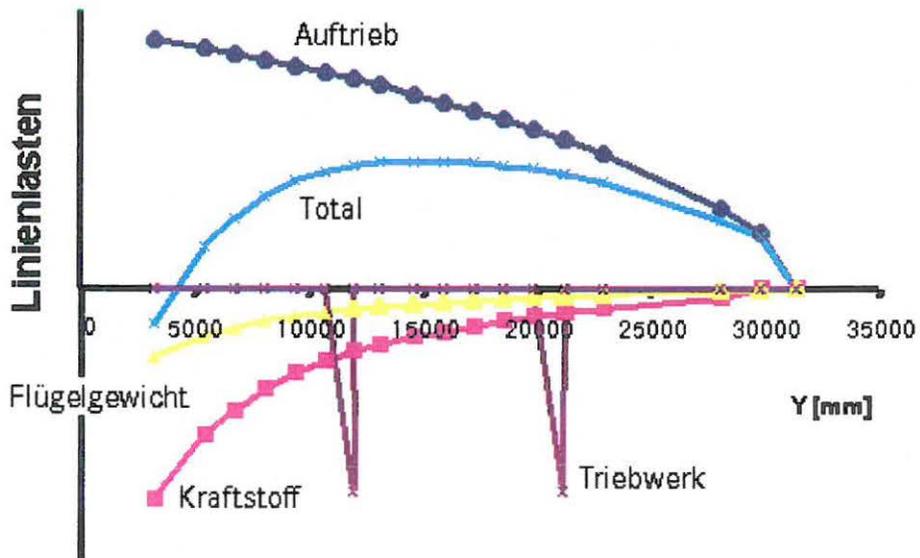


Bild 5.5 Linienlasten der B747-400 über Spannweite aufgetragen

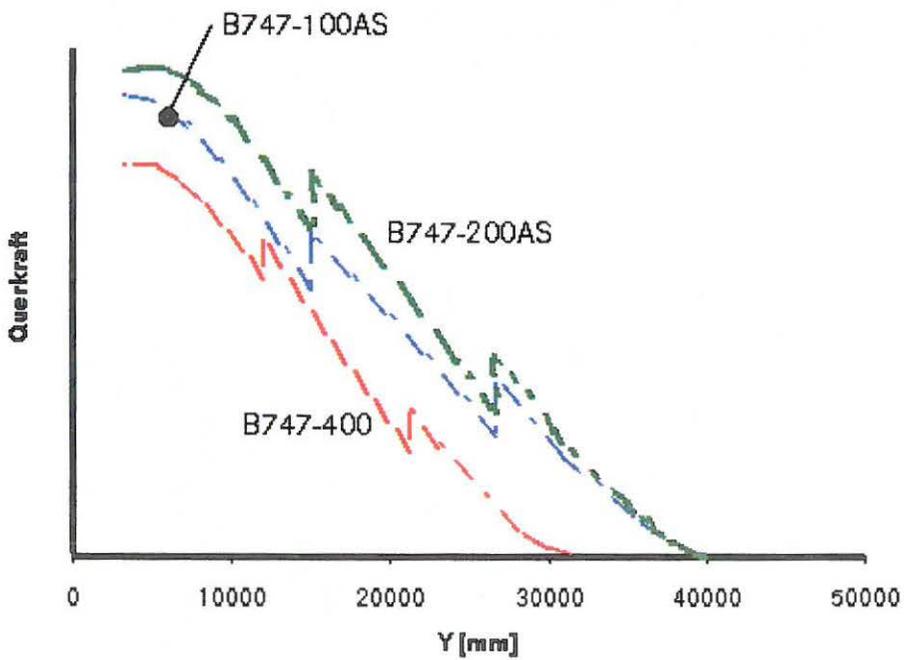


Bild 5.6 Holmquerkräfte über Spannweite aufgetragen

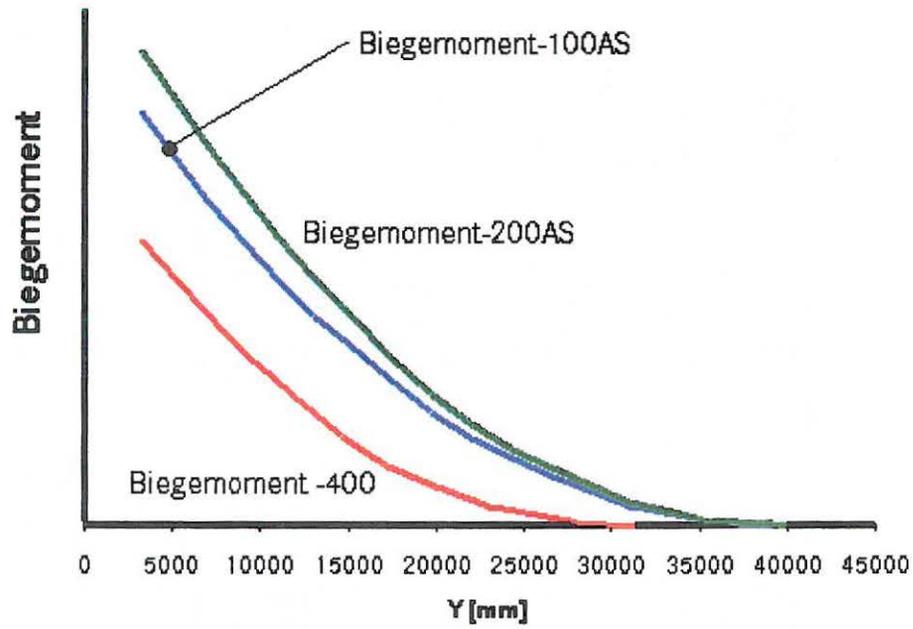


Bild 5.7 Biegemomente über Spannweite aufgetragen

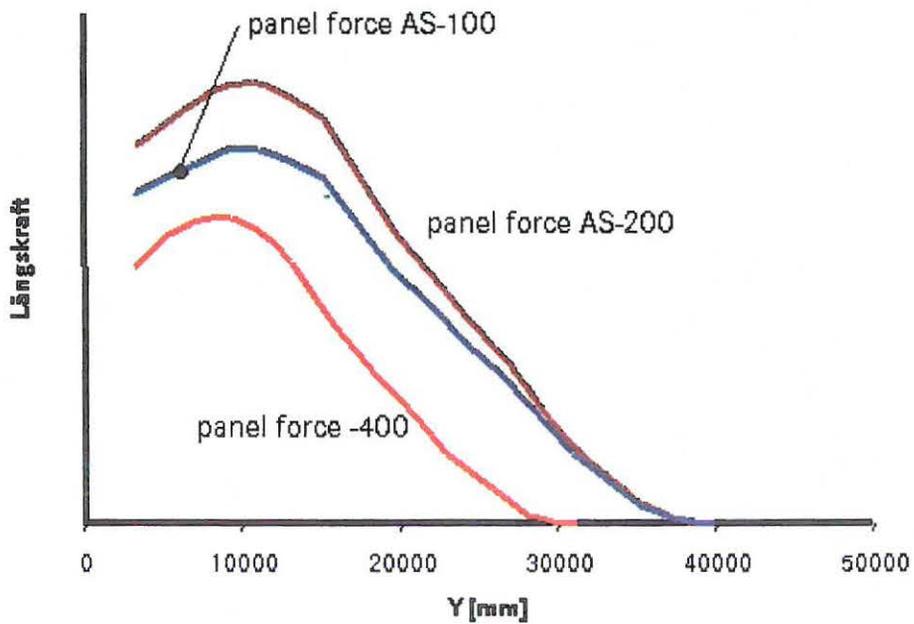


Bild 5.8 Längskräfte über Spannweite aufgetragen

Tabelle 5.14 Flügelgewicht, Einzelkomponente

WING WEIGHT	TYPE: B747-100AS		B747-100AS	
	B747-400		B747-100AS	
MTOW	396900			499000
MZFW	246000			331963
Wing Area [m ²]	549			790
Wing wheels	8			8
Total wheels	16			20
Area fwd of front spar	93.4			144.2
Area aft of rear spar	153.6			169.2
Slat area	39.08			74.78
Flap area	66.2			70.44
Spoiler area	24.8			25.42
Aileron area	12.02			22.64
Outboard Box Area [m ²]	202.5			470.802
Fixed leading edge area				
Fixed trailing edge area				
	Weight	Parameter	Parameter	Weight
skin,stringer,joints	18062	16082.5	S panel longit. force * length	26490.5 29751.1
spars	3650	1387.8	S spar shear force * length	1982.696 5214.62
ribs	2716	89.0083	Box Volume	185.6414 5664.66
pylon attachment	1	7422	Engine Weight	10300.15 1.38779
u/c attachment	1578	198450	MTOW * wing/total wheels	199600 1587.14
tank sealing	23	202.455	tank area projection	363.8151 41.3315
TOTAL outboard	26030			42260.2

Tabelle 5.15 Einzelkomponente, Ergebnis des Flügelgewichts der 747-100AS

C/S					
skin,stringer,joints	2829	3650.324	S panel longit. force * length	4619.892	3580.415
spars	1339	2829	Skin weight	3580.415	1694.654
root rib	384	11.98508	Root Area^1.5	18.28159	585.7391
ribs	181	77.92698	Box Volume	118.5378	275.3262
wing / fus attachment	62	176162	MZFW-wing-engine	233202.3	82.07526
tank sealing	12	39.61018	tank area projection	53.493	16.20583
TOTAL center section	4807				6234.415
TOTAL primary	30837				48494.62
Slats	1237			31.65302	2367.013
Flaps	6641			100.3172	7066.345
Spoiler	691			27.8629	708.275
Ailerons	790			65.72379	1487.987
MOVEABLES	9359				11629.62
Fixed leading edge	1929			25.81638	2978.178
Fixed trailing edge	685			9.087291	691.7246
SECONDARY struct	11973				15299.52
TOTAL STRUCT	42810				63794.14
B747Fuel factor [kg/cum]			Max fuel derived from B747 factors		
Inner tank	642		max inner wing fuel	98.32766 m ³	78957.11 kg
Outer tank	642		max outer wing fuel	48.88332 m ³	39253.31 kg
Center tank	642		max center fuel	94.7712 m ³	76101.28 kg
			MAX FUEL	389.1932	312522.1 kg
Results:			outboard	C/S	scaling for
S panel longit. force * length			26490.5	4619.892	skin & str
S spar shear force * length			1982.696		spars
Box Volume			185.6414	118.5378	ribs

Die Flügelmasse wird ebenfalls nach dem Flügelgewichtsprogramm ermittelt. Aufgrund des Derivativeffekts wird nur ein gewisser Prozentsatz des Flügelgewichts, wie folgt, übernommen:

$$M_{\text{Flügel}(200\text{ AS, RES})} = M_{\text{Flügel}(100\text{ AS})} + \left[(M_{\text{Flügel}(200\text{ AS})} - M_{\text{Flügel}(100\text{ AS})}) \cdot \frac{2}{3} \right]$$

$$M_{\text{Flügel}(200\text{ AS, RES})} = 63794 + \left[(70602 - 63794) \cdot \frac{2}{3} \right] = 68333 \text{ kg}$$

Dieses sind Erfahrungswerte aus bisher gebauten Airbus Flugzeugen.

5.4 Leitwerksmassen

Die Vergrößerung der Leitwerke um etwa 50% gegenüber denen der 747-400 liegt gerade noch in dem Bereich, in dem für diese Komponenten bei Vorentwurfsabschätzungen von gleichen Flächengewichten ausgegangen werden kann. Damit spiegeln die Massenabschätzungen lediglich die Flächenvergrößerungen gegenüber dem Referenzflugzeug wieder.

Da darüber hinaus der konfigurativen Auslegung der beiden Leitwerke bereits der ungünstigste Fall (Variante mit dem kürzesten Leitwerkshebelarm, B747-100AS) zugrunde liegt, ist die Leitwerksmasse bei allen Varianten der B747AS Familie gleich groß. Für die Leitwerksmassen ergeben sich nach Tabelle 5.5 und 5.6 folgende Ergebnisse:

- Höhenleitwerksmasse: 5312 kg
- Seitenleitwerksmasse: 2373 kg

5.5 Fahrwerksmasse

Der grundlegende Aufbau und die Gesamtkonfiguration der Fahrwerke der neuen Varianten entspricht mit

- einem Bugfahrwerk (2 Räder nebeneinander)
- zwei Flügelfahrwerken (jeweils 4 Räder in Zwillingsanordnung, Tandemanordnung) und
- zwei Rumpffahrwerken (jeweils 6 Räder in Zwillingsanordnung, Dreier-Tandem)

weitgehend dem des Referenzflugzeuges. Deshalb kann auch hier die Massen über eine Skalierung der entsprechenden Referenzwerte bestimmt werden. Hauptparameter ist dabei das maximale Startgewicht, wobei aus Gründen der Bauteilgleichheit vom MTOW der schwersten Variante, der B747-200AS ausgegangen wird. Für die Fahrwerksmassen ergeben sich nach Tabelle 5.5 und 5.6 folgende Ergebnisse:

- Fahrwerksmasse der 747-100 AS: 18278 kg
- Fahrwerksmasse der 747-100 AS R: 20256 kg
- Fahrwerksmasse der 747-200 AS : 20256 kg

5.6 Schwerpunktlage

Für die Bestimmung der Leergewichtsschwerpunktlagen werden zunächst die Komponentenschwerpunkte ermittelt, (analog den Änderungen abgeleitet aus der 747-400) und nach der Gleichung 5.1 zusammengefasst.

$$x_s = \frac{\sum_i^n W(i) \cdot x_s(i)}{\sum_i^n W(i)} \quad (5.1)$$

mit: $W(i)$ Masse der Komponenten
 $x(i)$ Hebelarm des Komponentenschwerpunktes
 i Laufindex über alle Komponenten

Wie alle Angaben zu den Schwerpunktlagen wird das Ergebnis normiert und auf die mittlere aerodynamische Schwerpunktlage (MAC) bezogen. Mit

$$x_{MWE} = 42\% \text{ MAC}$$

liegt der Leergewichtsschwerpunkt bei den 747 AS- Varianten dann um fast 7 % weiter hinten, als beim Referenzflugzeug. Bei einer Position der Rumpffahrwerke von
 a/g Beschleunigungsverhältnis: 0,3225

$$x_{LHFW} = 70\% \text{ MAC}$$

ist ein Kippen nach hinten trotzdem ausgeschlossen. Durch die relativ zu diesem Bezugspunkt ausgewogene (neutrale) Kabinenlage verschiebt sich der Schwerpunkt mit Betriebsausstattung (operator items) kaum:

$$x_{OWE} = 43\% \text{ MAC}$$

Mit Zuladung, Passagieren und deren Gepäck, wie üblich im hinteren Frachtraum, resultiert daraus eine Schwerpunktlage von

$$x_{ZFW} = 42\% \text{ MAC}$$

Ausgehend davon ergibt sich aus dem Kraftstoffvektor dann eine weitere Veränderung von etwa

$$\Delta x = \pm 10\% \text{ MAC}$$

so dass im Flug Schwerpunktlagen von 30-50% MAC resultieren.

Diese sind gegenüber den aussteuerbaren Lagen von 18-40% MAC ebenfalls wie die Ausgangsposition (MWE) etwa 10 % zu weit hinten. Mit einer Verschiebung des Flügels um 3 Spante nach hinten lässt sich dieses ausgleichen, wurde aber als „fine tuning“ ohne Auswirkungen auf das generelle Ergebnis der Studie nicht mehr durchgeführt.

5.7 Schwerpunktssituation der 747-100AS

Im Bild 5.9 wird das Beladediagramm der 747-100As gezeigt. Es enthält den zulässigen Bereich für eine Kombination aus Flugzeugmasse und Schwerpunktlage. Zusätzlich ist die Wanderung des Schwerpunktes beim Beladen und Entladen eingezeichnet. Die hintere Schwerpunktsgrenze wird angepasst. Nach [Boeing 1959] Definition liegt bei der 747-400 die hintere Grenze bei 33,5% MAC und durch die AI Referenzflügeldefinition kommt die hintere Grenze um 6,5% nach hinten. Für die 747-100AS ergibt sich dann eine aus der Leitwerksauslegung resultierende Erweiterung von 1,65%, so dass die hintere fliegbare Grenze der 747-100AS bei etwa 41,7% liegt.

Die *Neutralpunktabschätzung* wird über die 747-400 geeicht und auf die 747AS übertragen. Die Berechnung wird nach [Marckwardt 90] durchgeführt. Der Neutralpunkt wird nach folgender Gleichung 5.2 ermittelt:

$$(A/C)_{NPKT} = \frac{\frac{q_H}{q} \cdot V_H \cdot \frac{dc_a}{d\alpha_H} \cdot \left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right)}{\frac{dc_a}{d\alpha} \cdot \frac{q_H}{q} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{dc_a}{d\alpha_H} \cdot \left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right)} \quad (5.2)$$

mit:	$\frac{dc_a}{d\alpha_H}$	Auftriebsanstieg, Höhenleitwerk
	$\left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right)$	Abwindfaktor
	V_H	Volumenkoeffizient
	$\frac{dc_a}{d\alpha}$	Auftriebsanstieg, Flügel
	$\frac{q_H}{q}$	Staudruckverhältnis
	A/C_{NPKT}	Flugzeugneutralpunkt
	$\frac{S_H}{S}$	Flächenverhältnis

Für die Berechnung des Neutralpunktes wird die Gleichung 5.3 für $\left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right)$ benötigt und im folgenden dargestellt.

$$\left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right) = \frac{\sqrt{4 + \Lambda_F^2 \cdot \left(\frac{1}{\cos^2 \cdot \varphi_{25,F}} - M^2\right)} - 2 - \frac{1}{2 \cdot \xi^2} \cdot \left(\frac{1}{\cos^2 \cdot \varphi_{25,F}} - M^2\right)}{\sqrt{4 + \Lambda_F^2 \cdot \left(\frac{1}{\cos^2 \cdot \varphi_{25,F}} - M^2\right)} + 2} \quad (5.3)$$

mit: $\left(1 + \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right)$ Abwindfaktor
 Λ_F^2 Streckung, Flügel
 $\varphi_{25,F}$ Pfeilung, Flügel
 ξ berechnet sich mit dem Hebelarm (MAC Höhenleitwerk bis MAC Flügel) und Spannweite, $\xi = \frac{r_H}{\frac{b}{2}}$

Zusätzlich wird für die Berechnung des Neutralpunktes die Gleichung 5.4 für $\left(\frac{dc_a}{d\alpha}\right)$ benötigt und im folgenden dargestellt.

$$\frac{dc_a}{d\alpha} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \Lambda}{2 + \sqrt{4 + \Lambda^2 \cdot \left(\frac{1}{\cos^2 \cdot \varphi_{25}}\right) - M^2}} \quad (5.4)$$

mit: $\frac{dc_a}{d\alpha}$ Auftriebsanstieg
 φ Flügelpfeilung
 Λ Streckung
 M Machzahl

In der folgenden Tabelle 5.16 sind die Eingangsdaten für die Berechnung der Werte für die 747-400 und die 747-100 enthalten.

Tabelle 5.16 Neutralpunktbestimmung

Eingangsdaten	747-400	747-100AS
Streckung	7,23	8,12
Flügelfläche [m ²]	549	788
Höhenleitwerksfläche [m ²]	137	195
Flügelpfeilung [°]	37,5	37
Leitwerkspfeilung [°]	37,5	37,5
Spannweite [m]	64,439	80
Hebelarm zwischen MAC [m]	31,65	34,459
Machzahl	0,92	0,92
Streckung H-Leitwerk	3,6	0,743
Volumenkoeffizient HLW	0,774	4,6
Auftriebsanstieg, nach Formel	5,32	5,557
Auftriebsanstieg für hohen Unterschallbereich	7,0	7,342
Auftriebsanstieg, HLW	3,97	4,488
Faktor ξ	0,9823	0,8648
Abwindfaktor	0,487	0,5118
Neutralpunkt in [%]	45	46,7
Neutralpunkt in [%], abzüglich 5% Margin	40%	41,65

Die Annahme für die Stabilitätsreferenz (Margin, 5%) im Manöverpunkt wird aus [Etkin 59] entnommen. Für den Auftriebsanstieg des Flügels im hohen Unterschallbereich ergibt sich ein höherer Wert als nach der reinen Unterschalltheorie nach Gleichung 5.4 und nach [Böttger 93]. Bei den von Boeing verwendeten Profiltypen kann dieser Anstieg etwas geringer als bei transsonischen Airbusprofilen angenommen werden und ist in der Tabelle 5.16 enthalten (Auftriebsanstieg für hohen Unterschallbereich). Die Änderungen der Geometrie wird über die reine Unterschalltheorie erfasst. Im folgenden wird der Korrekturfaktor für den hohen Unterschallbereich gezeigt:

$$\left(\frac{dc_a}{d\alpha}\right)_{AS,TRANS} = \left(\frac{dc_a}{d\alpha}\right)_{AS,Unterschall} \cdot \frac{\left(\frac{dc_a}{d\alpha}\right)_{747,TRANS}}{\left(\frac{dc_a}{d\alpha}\right)_{747,Unterschall}}$$

Die vordere Schwerpunktsgrenze ist nach Boeing 8% und nach AI Definition ergibt diese sich zu 18% MAC.

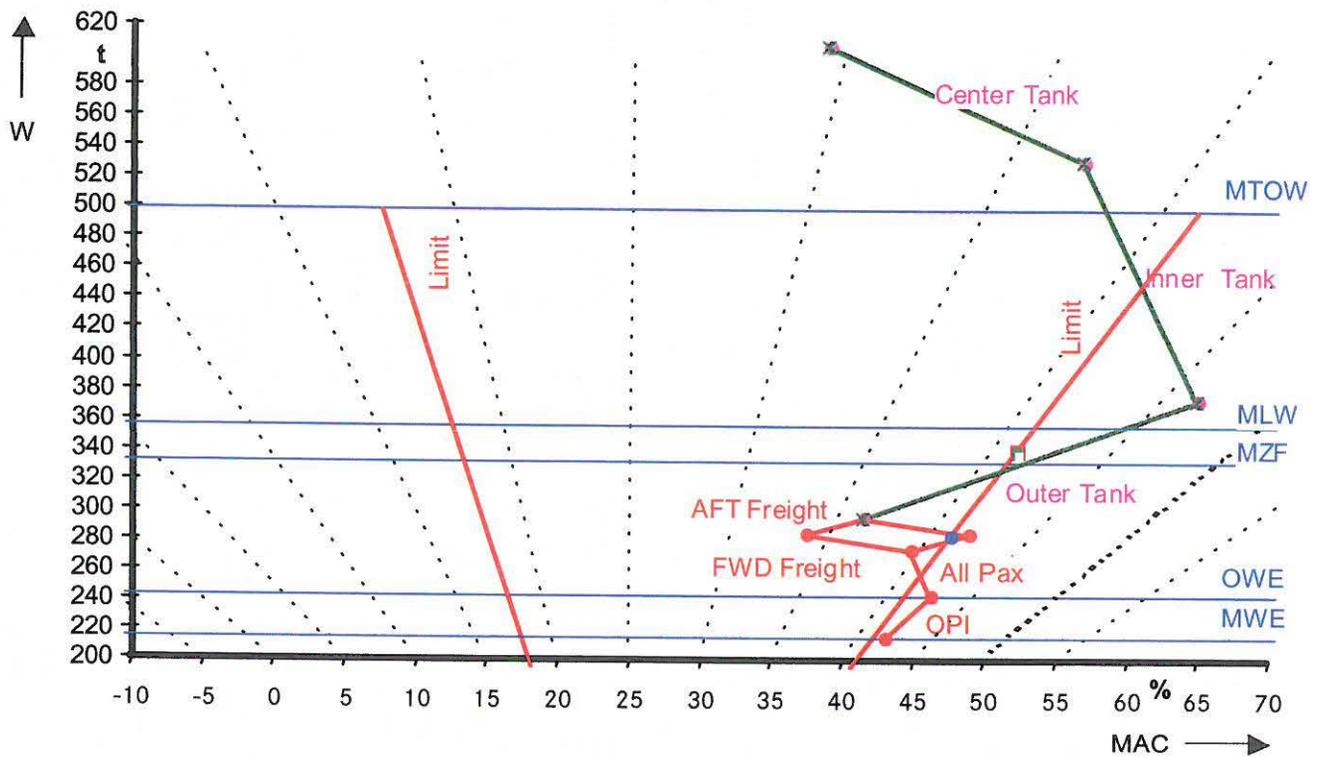


Bild 5.9 Schwerpunktssituation der 747-100AS mit 503 Sitzen, [Boeing 1994]
 W Flugzeugmasse in Tonnen
 Mac Mittlere Aerodynamische Flügeltiefe in %
 (Individuelles Auftanken)

6 Aerodynamische Kennwerte

Wesentliches Ziel der hier durchgeführten aerodynamischen Untersuchungen ist es eine vollständige Reiseflugpolare für die Ermittlung der Flugleistungen bereitzustellen. Für die Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften kann hier ebenfalls auf vorhandene Daten des Referenzflugzeuges zurückgegriffen werden.

Um dabei die Auswirkungen auf die neuen Varianten auf physikalisch sinnvolle Zusammenhänge zurückzuführen, wird zunächst die verfügbare Polare der B747-400 nach der Systematik des im DA-Vorentwurf vorhandenen Standardverfahrens aus *Group of Six* [BA 1983] aufgebrochen. Entsprechend den geometrischen Veränderungen werden daraus anschließend die neuen Reiseflugpolaren abgeleitet.

Das Polarenermittlungsverfahren nach *Group of Six* liefert als Ergebnis eine Gesamtflugzeugpolare für mittlere Trimmbedingungen. Sie lässt sich entsprechend den veränderten Reynoldsbedingungen, während der Missionsrechnungen an Flughöhe und Geschwindigkeit anpassen.

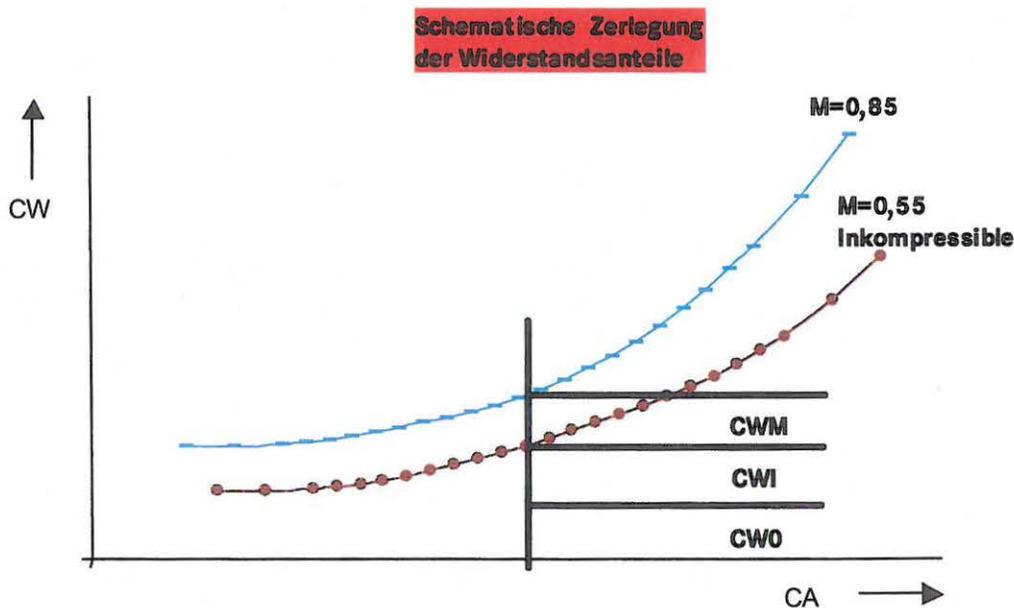


Bild 6.1 Schema, Widerstandsanteilerlegung
 CW Widerstandsbeiwert
 CA Auftriebsbeiwert

Das Verfahren berücksichtigt dabei im wesentlichen Körperformen und Körperaufbau, wie z.B. Pfeilung, Dickenverteilung, Streckung, und Zuspitzung bei Flügel und Leitwerk, sowie Formen, Lauflängen, Flächenverhältnisse und Zuordnung bei Rumpf, Triebwerken und anderen Zusatzkörpern.

Der grundlegende Aufbau umfasst drei (siehe Bild 6.1), bzw. vier Komponenten,

- den Nullwiderstand c_{w0} , konstant, bestimmt durch Form und Größe der bespülten Oberflächen
- den induzierten Widerstand c_{wi} , auftriebsabhängig, bestimmt durch Spannweite und Auftriebsverteilung
- den kompressiblen Widerstand c_{wm} , machzahlabhängig, ebenfalls bestimmt durch Pfeilung, Dicke und Profiltyp und
- die Zusatzwiderstände, im allgemeinen Zuschläge zum Nullwiderstand, die konfigurative Eigenheiten (Interferenzwiderstände) oder fertigungsspezifische (parasitäre Widerstände) Besonderheiten beinhalten.

Dabei enthält der statistisch/empirische Hintergrund des Verfahrens die spezifischen Eigenheiten der Airbus Auslegungen hinsichtlich Auftriebsverteilung, Verwindung und Überziehverhalten. Für die Anwendung bei Flugzeugen mit anderer grundlegender Philosophie (wie z.B. BOEING) muss die Methode für die einzelnen Komponenten zunächst normiert werden.

6.1 Die B747 –400 Polare

Bild 6.2 zeigt die vorhandene Gesamtpolare der existierenden B747-400, mit den Beiwerten c_w und c_A für verschiedene Machzahlen. Die Werte stammen aus einem Missionsdatenausdruck, der in Hamburg bei EADS Airbus in der Abteilung EZA vorliegt. Die Herkunft des verwendeten Missionsdatenausdrucks ist unbekannt.

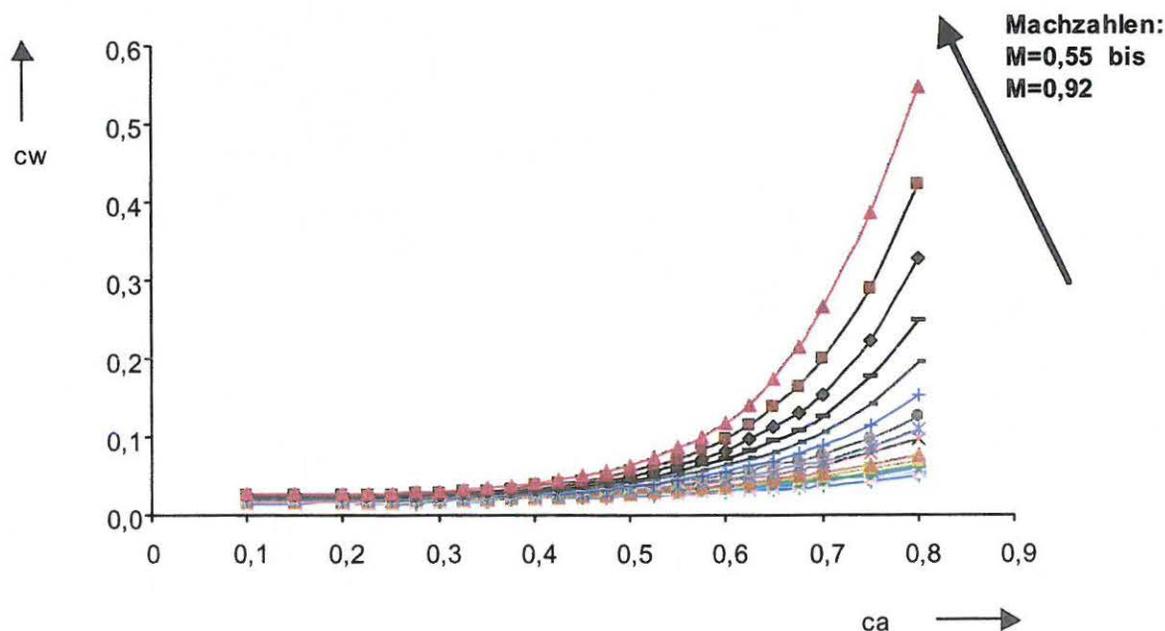


Bild 6.2 Widerstandsbeiwert über Auftriebsbeiwert, Werte aus der B747-400 Polare
 c_w Widerstandsbeiwert
 c_A Auftriebsbeiwert

Ausgehend von der vorhandenen Geometrie wird dieser Gesamtwiderstand zunächst in die verschiedenen Anteile zerlegt, bzw. diese zur Normierung nach dem oben beschriebenen Verfahren ermittelt. Betrachtet man den Gesamtwiderstand,

$$c_W = c_{W0} + c_{WI} + c_{WM} \quad (6.1)$$

mit:	Gesamtwiderstand	c_W
	Nullwiderstand	c_{W0}
	Induzierter Widerstand	c_{WI}
	Machwiderstand	c_{WM}

so lässt sich in Bild 6.2 erkennen, dass der kompressible Anteil erst ab Mach 0.55 einen Beitrag dazu liefert.

$$c_{W<0.55} = c_{W0} + c_{WI} = c_{W0} + \frac{c_A^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot k \quad (6.2)$$

mit:	Gesamtwiderstand	$c_{W<0.55}$
	Auftriebsbeiwert	c_A
	Nullwiderstand	c_{W0}
	Faktor	k
	Flügelstreckung	λ
	Zahl PI (3.1415..)	π

Damit ist der Widerstandsverlauf bei Mach 0.55 Ausgangspunkt für die Ermittlung von c_{W0} und c_{WI} .

Die Darstellung dieser Abhängigkeiten über C_A^2 zeigt dann einen annähernd linearen Verlauf.

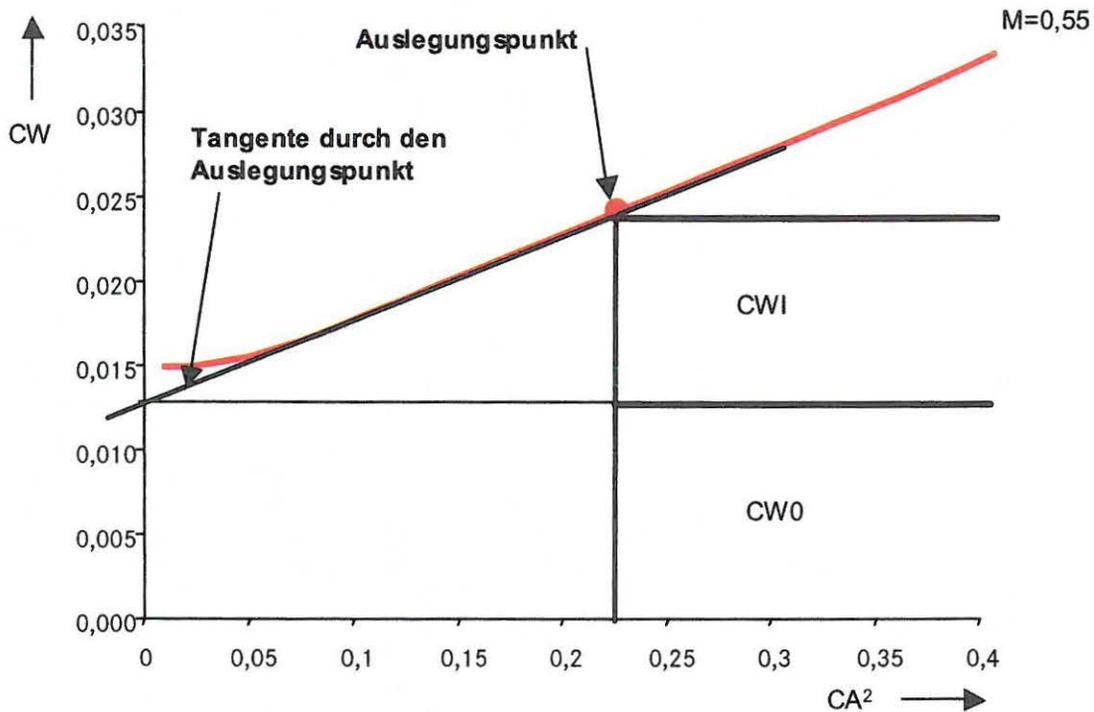


Bild 6.3 Ermittlung des k-Faktors und CW0
 CW Widerstandsbeiwert
 CA² Auftriebsbeiwert

Die Verlängerung dieses linearen Verlaufes (eigentlich die Tangente an den Auslegungspunkt) zur Ordinate führt dann zum theoretischen Nullwiderstandsbeiwert von

$$c_{W0} \text{ (B747-400) original} = 0.0129 \quad (129 \text{ counts}),$$

wobei nach der Definition aus dem *Group of Six* -Verfahren in diesem Wert auch die Interferenzwiderstände enthalten sein sollen. Mit der nach k aufgelösten Gleichung 6.2 ergibt sich die Gleichung 6.3

$$k = \frac{(c_W - c_{W0}) \cdot \lambda \cdot \pi}{c_A^2} \quad (6.3)$$

mit:	Gesamtwiderstand	c_W
	Auftriebsbeiwert	c_A
	Nullwiderstand	c_{W0}
	Faktor	k
	Flügelstreckung	λ
	Zahl PI (3.1415..)	π

Damit lässt sich dann aus der Steigung der Geraden der k-Faktor (Abweichung von der elliptischen Auftriebsverteilung) ermitteln:

$$\text{k-Faktor}_{(B747-400) \text{ original}} = 1.13$$

Für den kompressiblen Widerstand folgt dann, (abhängig von der Machzahl), die Gleichung 6.4:

$$c_{WM(B747-400)} = c_{W(B747-400)} (f(\text{Mach})) - c_{W<0,55} \quad (6.4)$$

mit:	Gesamtwiderstand	c_W
	Funktion von	$f(\text{Mach})$
	Machwiderstand	c_{WM}

Der Nullwiderstand nach dem *Group of Six* -Verfahren ergibt sich zu

$$c_{W0(B747-400) \text{ GoS}} = 0.0142 \quad (142 \text{ counts}),$$

Nähere Erläuterungen zur verfahrensabhängigen Vorgehensweise erfolgen im Zusammenhang mit der Bestimmung der Polaren für die AS-Varianten.

Als Korrekturfaktor für den Nullwiderstand ergibt sich dann

$$f_{c_{W0}} = \frac{c_{W0(B747-400) \text{ GoS}}}{c_{W0(B747-400) \text{ Original}}} = \frac{142}{129} = 1,094$$

d.h. das *Group of Six* -Verfahren liefert hier einen um 9.4% zu großen Wert.

6.2 Ermittlung der Polaren für die B747-100AS und -200AS

Die Polaren, für die hier untersuchten Varianten, werden zwar nach dem übergeordneten Schema des *Group of Six* -Verfahrens ermittelt, wegen der geometrischen Ähnlichkeiten musste jedoch nur im wesentlichen der Nullwiderstand neu bestimmt werden.

6.2.1 Nullwiderstand

Nach der Definition des *Group of Six* -Verfahrens setzt sich der Nullwiderstand c_{w0} aus den folgenden Anteilen zusammen:

- Reibungswiderstand c_{Wr}
- Formwiderstand c_{Wf}
- Interferenzwiderstand c_{Wint}
- Parasitärer Widerstand c_{Wpar}

und enthält also die als geschwindigkeitsunabhängig angenommenen Widerstandsanteile. Dabei werden die beiden ersten Anteile für die verschiedenen Baugruppen zunächst getrennt ermittelt und dann, bezogen auf die Referenzfläche, zusammengefasst. Interferenz- und Parasitärer-Widerstand sind von der Zuordnung der Komponenten zueinander abhängig und werden deshalb als Ergänzung auf den resultierenden Nullwiderstand der Komponenten betrachtet.

Tabelle 6.1 Geometrische Daten zur Polarenableitung (-100AS)

AC: B747 AS-100 G P7000 110° Fan		WING				STABILIZERS		
INPUT LIST		I	II	III	IV	Winglet	Hor.™	Vert.
Chord.inboardroot [m]		16.50	11.00	0.00	0.00	2.98	10.00	13.10
Chord.outboardtip [m]		11.00	3.54	0.00	0.00	1.22	3.00	3.13
Heightoftrapez [m]		11.75	24.23	0.00	0.00	1.79	13.21	13.03
tc.inboard [%]		13.50	8.30	0.00	0.00	8.58	11.00	11.40
tc.outboard [%]		8.30	7.80	0.00	0.00	8.59	8.00	8.70
Sweep angle [°]		35.50	37.00	0.00	0.00	52.80	37.50	44.00
Tau		0.81	0.94	0.00	0.00	1.00	0.73	0.78
Taper ratio		0.87	0.32	0.00	0.00	0.41	0.30	0.24
Mean thickness ratio		11.07	8.09	0.00	0.00	8.57	9.77	10.33
Rootchord area		49.99					9.43	12.71
Dihedral wingre l. plane [deg]		6.3						
	FUSEL	FAR ING	NACELLES & PYLONS					
Length [m]	74.20	25.20	Cowl length [m]	4.44				
Width [m]	6.50		Inlet diameter [m]	2.25				
Height [m]	7.85		Nozzle diameter [m]	1.90				
Across [sqm]	38.98	7.78	Max width [m]	3.19				
Dequiv. [m]	7.04	3.15	Max height [m]	3.18				
de/l	0.09	0.12	DM	3.19				
			DEI	0.277				
			Wetted area engine	44.43				
			No. of engines	4				
				Inner engine	Outer engine			
			X(cowl-leading edge)	4.396	4.396			
			chord atnacelle	10.896	7.435			
			gully height	1.40	1.01			

Tabelle 6.2 Geometrische Daten zur Polarenableitung (-200AS)

AC: B747 AS-200 GP7000 110° Fan		WING				STABILIZERS		
INPUT LIST		I	II	III	IV	Winglet	Hor.**	Vert.
Chord.inboardroot [m]		16.50	11.00	0.00	0.00	2.98	10.00	13.10
Chord.outboardtip [m]		11.00	3.54	0.00	0.00	1.22	3.00	3.13
Heightoftrapez [m]		11.75	24.23	0.00	0.00	1.79	13.21	13.03
lc.inboard [%]		13.50	8.30	0.00	0.00	8.56	11.00	11.40
lc.outboard [%]		8.30	7.80	0.00	0.00	8.59	8.00	8.70
Sweep angle [°]		35.50	37.00	0.00	0.00	52.60	37.50	44.00
Tau		0.81	0.94	0.00	0.00	1.00	0.73	0.76
Taper ratio		0.87	0.32	0.00	0.00	0.41	0.30	0.24
Mean thickness ratio		11.07	8.09	0.00	0.00	8.57	9.77	10.33
Rootchord area		49.99					9.43	12.71
FUSEL		FARING		NACELLES & PYLONS				
Length [m]	82.30	25.20			4.44			
Width [m]	6.50				2.25			
Height [m]	7.85				1.90			
Across [sqm]	38.98	7.78			3.19			
D equiv. [m]	7.04	3.15			3.18			
de/i	0.09	0.12			3.19			
					0.377			
					44.43			
					No. of engines	4		
						Inner engine	Outer engine	
					X(cow-leading edge)	4.298	4.396	
					chord at nacelle	10.996	7.435	
					gully height	1.40	1.01	

Reibungs- und Formwiderstand:

Ausgangspunkt für die Berechnung ist die Geometrie aller Baugruppen mit (an der Luft reibenden) Außenflächen wie in diesem Fall:

- Flügel,
- Höhenleitwerk,
- Seitenleitwerk,
- Rumpf,
- Flügel-Rumpf-Übergangsverkleidung (belly fairing),
- Triebwerksgondeln,
- Triebwerksaufhängung (pylons) und
- Verkleidung der Klappenführungen (flap track fairings).

Wobei neben der Oberfläche auch Lauflängen, Form und Überdeckungen der Komponenten bekannt sein müssen.

Die Bestimmung dieser Widerstandsanteile erfolgt dann nach der Gleichung 6.5:

$$c_{WR} = \frac{\sum_{i=1}^n (c_{f,i} \cdot S_{wet,i} \cdot \lambda_{Shape,i} \cdot \lambda_{sweep,i})}{S_{Ref}} \quad (6.5)$$

mit:	c_f	Reibungsbeiwert
	S_{wet}	Umspülte Oberfläche
	λ_{shape}	Formfaktor, aus [RA.e.S.,NACA]
	λ_{sweep}	Pfeilungsfaktor
	S_{Ref}	bezogene Fläche.
	c_{WR}	Reibungswiderstand

Der Reibungsbeiwert c_f ist dabei von der aktuellen Reynoldszahl abhängig, die nach Gleichung 6.6

$$\text{Re}_i = \frac{\bar{v} \cdot l_i}{\nu} = \left(\frac{\bar{v}}{\nu} \right)_{\text{Ref}} \cdot l_i \quad (6.6)$$

mit:	l_i	Lauf­länge der Komponente i
	\bar{v}	Fluggeschwindigkeit (Ma 0.85 in 35000 ft)
	ν	kinematische Viskosität als $f(\text{Höhe, Temperatur})$
	Re_i	Reynoldszahl

ermittelt wird. Vereinfachend wird im Standardverfahren jedoch nur eine Referenz-Reynoldszahl:

$$\text{Re}_{\text{Ref}} = \left(\frac{\bar{v}}{\nu} \right)_{\text{Ref}} = 6,67 \cdot 10^6 \left(\frac{l}{m} \right)$$

verwendet, da in der Leistungsrechnung Anpassungen (aktuelle Flughöhe und Geschwindigkeit) erfolgen müssen. Unter der Annahme vollturbulenter Strömung ergibt sich dann der Reibungsbeiwert in Gleichung 6.7 zu:

$$c_{f,turb,i} = \frac{0,4229}{(\log)^{0,2554}} \quad (6.7)$$

mit:	$c_{f,turb,i}$	Reibungsbeiwert
	\log	Logarithmus

Interferenzwiderstand:

Hier werden Widerstandsanteile zusammengefasst, die in den Bereichen entstehen, in denen sich Komponenten gegenseitig beeinflussen. Dazu gehören z. B. die Interferenzen zwischen den Leitwerken, zwischen Rumpf und Flügel und zwischen Flügel und Triebwerksgondeln. Die Anteile werden jeweils prozentual für die Komponenten dargestellt (Erfahrungswerte) und dann als Gesamtwert dem Nullwiderstand zugeschlagen.

Während dies für die kleineren Anteile ausreichend genau ist, können Triebwerke mit hohem Nebenstrom-verhältnis, je nach Einbauort, so erhebliche Zusatzwiderstände verursachen, dass dafür als Ergänzung zum Standardverfahren eine zusätzliche Abschätzmethode, nach [DA, EZ 11 1988] verwendet wurde. Abhängigkeiten sind dabei:

- für die Triebwerk/Flügel Interferenz:
 - maximaler Triebwerksdurchmesser
 - örtliche Flügeltiefe
 - Lage des Triebwerkes vor dem Flügel
 - Minimale Spaltöffnung zwischen Gondel- und Flügel
- für die Pylon/Flügel Interferenz
 - Pylondicke
 - Profildicke
- sowie für die gesamte Baugruppe:
 - Abstand zu anderen Komponenten (Rumpf, Triebwerk, Verkleidungen).

Tabelle 6.3 Interferenz- und Parasitärer Widerstand der (-100AS)

Interference drag			
	[%]	[100*cD*S]	[10000*cD]
WING	4	17	2,12
ENGINE	137	85	10,82
TAILPLANE	10	9	1,19
FIN	5	3	0,43
TOTAL	-	115	14,57
Parasitic drag			
WING	7	27	3,41
FUSELAGE	4	7	0,93
TAILPLANE	3	3	0,37
FIN	3	2	0,21
POD (ENGINE)	1,5	0,93	0,11
TIP	10	0,49	0,063
TOTAL	-	40,23	5,10

In den Tabellen 6.3 und 6.4 sind die Interferenz- und Parasitären Widerstände abgebildet.

Tabelle 6.4 Interferenz- und Parasitärer Widerstand der (-200AS)

Interference drag			
	[%]	[100*cD*S]	[10000*cD]
WING	4,3	16,72	2,12
ENGINE	137	85,32	10,82
TAILPLANE	10	9,4	1,19
FIN	5	3,39	0,42
TOTAL	-	114,8	14,5
Parasitic drag			
WING	7	26,86	3,4
FUSELAGE	3,5	8,46	1,07
TAILPLANE	3,1	2,9	0,37
FIN	2,5	1,69	0,21
POD (ENGINE)	1,5	0,93	0,11
TIP	10	0,49	0,063
TOTAL	-	41,3	5,25

Parasitärer Widerstand:

Die hier zusammengefassten Widerstandsanteile lassen sich analytisch kaum erfassen, da Störungen der Oberflächen durch Bauungenauigkeiten wie Stöße, Kanten und Ablaufflächen sowie durch Antennen und andere Zusatzanbauten in ihren Auswirkungen erst nach der Realisierung beurteilt werden können. In der Konzeptphase werden auch diese Größen durch einen bestimmten Prozentsatz abgedeckt. Der gesamte Nullwiderstand ergibt sich dann aus der Zusammenfassung dieser Anteile in Gleichung 6.8 zu:

$$c_{W0(GoS)} = c_{W(R+F)} * f(c_{Wint}) * f(c_{Wpar}) \quad (6.8)$$

mit:

- Nullwiderstand nach GoS c_W
- Faktor (Interferenz) $f(c_{Wint})$, aus Tabelle 6.3 und 6.4
- Faktor (Parasitär) $f(c_{Wpar})$, aus Tabelle 6.3 und 6.4
- Reibungs- und Formwiderstand $c_{W(R+F)}$

dieser muss jedoch noch mit dem unter 6.1 ermittelten Faktor korrigiert werden, um auch hier den Unterschied zwischen der „BOEING-Realität“ und dem verwendeten Verfahren auszugleichen, siehe Gleichung 6.9:

$$f_{c_{W0}} = \frac{c_{W0(GoS)}}{c_{W0}} \quad \text{Gleichung 6.9, Faktor } f_{c_{W0}}$$

mit:

- Nullwiderstand nach GoS $c_{W0(GoS)}$
- Faktor (c_{W0}) $f(c_{Wint})$
- Nullwiderstand c_{W0}

In den folgenden Tabellen 6.5 und 6.6 sind die Nullwiderstandswerte der beiden Flugzeuge (747-100AS und -200AS) zu finden.

Tabelle 6.5 Nullwiderstand (-100AS)

AC:		B747 AS-100 G P7000 110° Fan		REYNOLDS NO.		V _{lu} = 6,87E+06 m ⁻¹		ALTIITUDE		H = 35000 ft		
				WACH NUMBER		M = 0,85		b = 78,44 m		AR = 7,81		
				WING AREA		S = 788,0 m ²						
FRICION		Lm	S _{gross}	cov'd area	S _{net}	100°cf	sweep	shape	100°cD'S	10000°cD	ic	sweep
DRAG		[m]	[m ²]	[m ²]	[m ²]	[-]	[-]	[-]	[-]	[dc]	[%]	[°]
WING	I	13,75	650,1	23,1	627,0	0,2113	0,923	1,456	177,99	22,59	11,07	35,50
	II	7,27	708,8	20,3	688,4	0,2313	0,939	1,344	200,88	25,49	8,09	37,00
	III	0,00	0,0	3,0	-3,0	0,0000	0,000	0,000	0,00	0,00	0,00	0,00
	IV	0,00	0,0	0,0	0,0	0,0000	0,000	0,000	0,00	0,00	0,00	0,00
	TP	2,10	15,2	0,0	15,2	0,2785	0,864	1,360	4,96	0,63	8,57	52,80
WING TOTAL			1374,1	46,4	1327,8				383,84		48,71	
HORIZ. TAL		6,50	343,4	52,5	290,9	0,2351		1,376	94,07	11,94	9,77	37,50
VERT. TAL		8,12	211,4	-4,2	215,6	0,2277		1,360	87,76	8,60	10,33	44,00
FUSELAGE		74,20	1431,5	252,1	1179,4	0,1688		1,052	209,37		26,57	
BELLY FARG		74,20	308,0	50,0	258,0	0,1688		1,104	47,89		6,05	
NACELLES		4,44	177,7	7,3	170,4	0,2486		1,470	62,28		7,90	
PYLONS		7,78	78,0	0,0	78,0	0,2290		1,38	24,57		3,12	
FLAP TRACKS		5,76	60,2		60,2	0,2393		1,11	15,98		2,03	
TOTAL					3578,2				905,6		114,82	
											114,82	
						ADJUSTMENT			0,00		0,00	
						IMPROVEMENT			0,00		0,00	
						INTERFERENCE					14,57	
						PARASITIC DR AG					5,11	
						TOTAL					134,80	
						747-400 perb manual ADJUSTMENT [%]			-9,40		-12,85	
						TOTAL					121,95	

Tabelle 6.6 Nullwiderstand (-200AS)

AC:		B747 AS-200 G P7000 110° Fan		REYNOLDS NO.		V _{lu} = 6,87E+06 m ⁻¹		ALTIITUDE		H = 35000 ft		
				WACH NUMBER		M = 0,85		b = 78,44 m		AR = 7,81		
				WING AREA		S = 788,0 m ²						
FRICION		Lm	S _{gross}	cov'd area	S _{net}	100°cf	sweep	shape	100°cD'S	10000°cD	ic	sweep
DRAG		[m]	[m ²]	[m ²]	[m ²]	[-]	[-]	[-]	[-]	[dc]	[%]	[°]
WING	I	13,75	650,1	23,1	627,0	0,2113	0,923	1,456	177,99	22,59	11,07	35,50
	II	7,27	708,8	20,3	688,4	0,2313	0,939	1,344	200,88	25,49	8,09	37,00
	III	0,00	0,0	3,0	-3,0	0,0000	0,000	0,000	0,00	0,00	0,00	0,00
	IV	0,00	0,0	0,0	0,0	0,0000	0,000	0,000	0,00	0,00	0,00	0,00
	TP	2,10	15,2	0,0	15,2	0,2785	0,864	1,360	4,96	0,63	8,57	52,80
WING TOTAL			1374,1	46,4	1327,8				383,84		48,71	
HORIZ. TAL		6,50	343,4	52,5	290,9	0,2351		1,376	94,07	11,94	9,77	37,50
VERT. TAL		8,12	211,4	-4,2	215,6	0,2277		1,360	87,76	8,60	10,33	44,00
FUSELAGE		82,30	1614,2	252,1	1362,1	0,1688		1,052	241,81		30,88	
BELLY FARG		82,30	308,0	50,0	258,0	0,1688		1,104	47,89		6,05	
NACELLES		4,44	177,7	7,3	170,4	0,2486		1,470	62,28		7,90	
PYLONS		7,78	78,0	0,0	78,0	0,2290		1,38	24,57		3,12	
FLAP TRACKS		5,76	60,2		60,2	0,2393		1,11	15,98		2,03	
TOTAL					3760,9				938,0		119,03	
											119,03	
						ADJUSTMENT			0,00		0,00	
						IMPROVEMENT			0,00		0,00	
						INTERFERENCE					14,57	
						PARASITIC DR AG					5,25	
						TOTAL					138,86	
						747-400 perb manual ADJUSTMENT [%]			-9,40		-13,05	
						TOTAL					125,81	

6.2.2 Induzierter Widerstand

Der auftriebsabhängige Widerstandsanteil ist definiert durch Gleichung 6.10:

$$c_{WI} = k \frac{c_A^2}{\pi \cdot \Lambda} \quad (6.10)$$

mit:

- Λ Flügelstreckung
- k k-Faktor
- c_A Auftriebsbeiwert
- c_{WI} Induzierter Widerstand
- π Zahl PI (3.1415..)

Der „Korrekturfaktor“ k enthält die Abweichung gegenüber einer elliptischen Auftriebsverteilung. Diese resultiert aus der Tiefenverteilung (Flügelgrundriss), der Verwindung des Flügels oder auch aus Endscheiben bzw. Winglets.

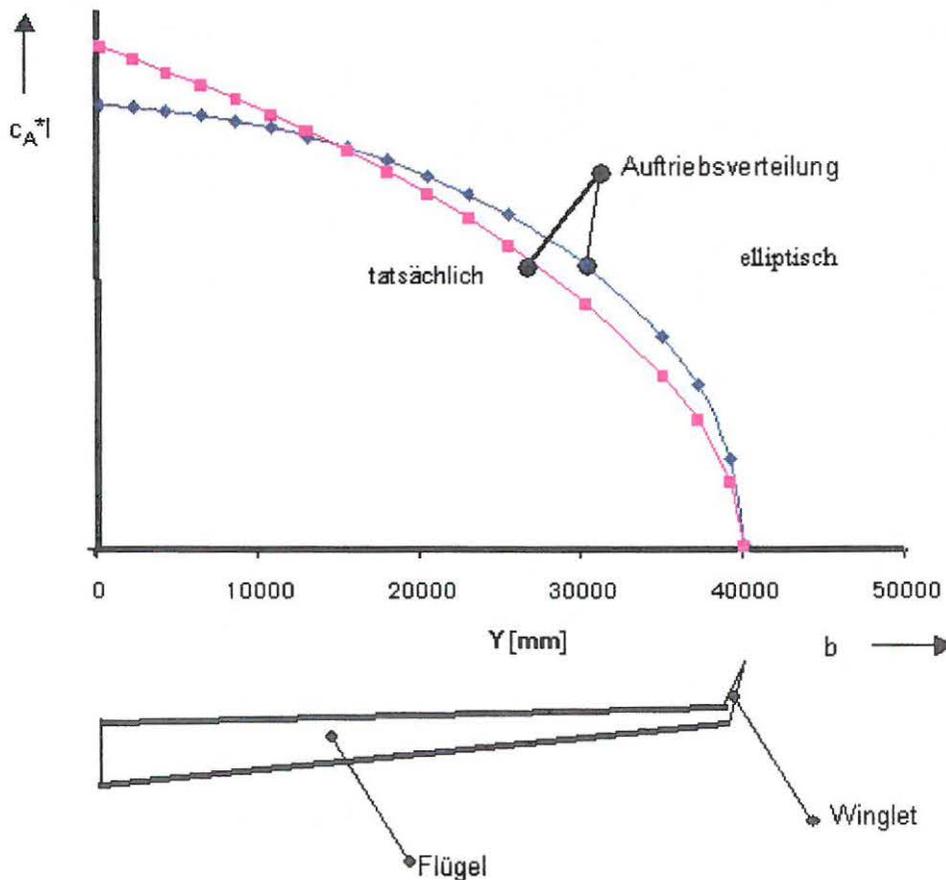


Bild 6.4 Schema, Auftriebsverteilung c_A^*l über Spannweite
 c_A^*l Auftriebsverteilung
 b Spannweite

Das Bild 6.4 wird nach den Daten aus Tabelle 5.12 erstellt.

Es wurden für den neuen Flügel der Varianten die Original-Charakteristik der B747-400 (auch k-Faktor) übernommen. Vorausgesetzt wurden also:

- ähnlicher Trimmwiderstand und *winglet*- Effekt
- ähnliche Auftriebsverteilung.

6.2.3 Kompressibler (Machzahl) Widerstand

Der kompressible Widerstand c_{wM} enthält die Änderungen des Widerstandes, die infolge der Kompressibilität der Luft über der Geschwindigkeit (Machzahl) auftreten. Da diese Widerstandskomponente zunächst nur sehr langsam ansteigt und ein eindeutiger Übergang vom inkompressiblen zum kompressiblen nicht ohne weiteres zu erkennen ist, wurde als Divergenz-Machzahl M_{DD} diejenige Machzahl definiert, bei der ein Widerstandszuwachs von $\Delta c_w = 0.002$ gegenüber dem inkompressiblen Zustand erreicht wird. Unter der Annahme:

- ähnlicher Profiltechnologie
- gleicher Dickenverteilung und Pfeilung

konnten auch hier die Abhängigkeiten von der B747-400 übernommen werden. Tabelle 6.7 zeigt die Machwiderstandswerte der 747-100/200AS.

Tabelle 6.7 Machwiderstand B747–100/200AS

CL	0.100	0.150	0.200	0.225	0.250	0.275	0.300	0.325	0.350	0.375	0.400	0.425	0.45
Mach Drag													
0.700	0.00034	0.00034	0.00033	0.00026	0.00019	0.00017	0.00016	0.00012	0.00012	0.00013	0.00021	0.00028	0.00034
0.800	0.00102	0.00102	0.00094	0.00084	0.00075	0.00082	0.00087	0.00088	0.00082	0.00074	0.00073	0.00071	0.00074
0.820	0.00129	0.00128	0.0012	0.00109	0.00101	0.00108	0.00112	0.0011	0.00101	0.00092	0.00086	0.00084	0.00087
0.830	0.00148	0.00148	0.00141	0.00131	0.0012	0.00125	0.00128	0.00125	0.00116	0.00104	0.00098	0.00094	0.00098
0.840	0.00175	0.00175	0.00166	0.00156	0.00145	0.0015	0.00151	0.00148	0.00135	0.00121	0.00114	0.00109	0.00114
0.850	0.00209	0.00208	0.00199	0.00188	0.00177	0.00181	0.00181	0.00175	0.00159	0.00141	0.00133	0.00129	0.00135
0.860	0.00251	0.0025	0.00238	0.00226	0.00216	0.00219	0.00218	0.00208	0.00189	0.00169	0.0016	0.00159	0.00167
CL	0.475	0.5	0.525	0.55	0.575	0.6	0.625	0.65	0.675	0.7	0.75	0.8	
0.700	0.00032	0.00033	0.00036	0.0004	0.00052	0.00082	0.00105	0.00124	0.00143	0.00166	0.00215	0.00253	
0.800	0.00074	0.00079	0.0009	0.00108	0.00138	0.00187	0.00248	0.00318	0.00394	0.00469	0.00603	0.00719	
0.820	0.00093	0.00104	0.0012	0.00143	0.00178	0.00234	0.00311	0.00391	0.00482	0.0057	0.00733	0.00883	
0.830	0.00105	0.00118	0.00141	0.00168	0.0021	0.0028	0.00366	0.00449	0.00546	0.00635	0.00814	0.00991	
0.840	0.00121	0.00138	0.00168	0.00203	0.00258	0.00346	0.00433	0.00529	0.00627	0.00731	0.00933	0.01148	
0.850	0.00145	0.00168	0.00206	0.00251	0.00327	0.00428	0.00529	0.00638	0.00746	0.00864	0.0109	0.01352	
0.860	0.00185	0.00218	0.00268	0.00335	0.0043	0.00547	0.00671	0.00802	0.00951	0.01106	0.01423	0.01744	

6.2.4 Eigenschaften der Gesamt-Polare

Die folgenden Tabellen 6.8 und 6.9 werden die Werte der geschwindigkeitsabhängigen Gesamtpolare in 35000ft gezeigt.

Tabelle 6.8 Geschwindigkeitsabhängige Gesamtpolare B747-100AS

k-Faktor	1.13											
Cwi	0.004606	0.010364	0.018425	0.023320	0.028790	0.034836	0.041457	0.048655	0.056428	0.064777	0.073702	0.083202
CL	0.1	0.15	0.2	0.225	0.25	0.275	0.3	0.325	0.35	0.375	0.4	0.425
Mach	cwo+cwi+cwm											
0.550	0.012853	0.0132311	0.0140372	0.0145267	0.0150737	0.0156782	0.0163404	0.0170601	0.0178375	0.0186724	0.0195649	0.0205149
0.700	0.0128653	0.0135711	0.0143672	0.0147967	0.0152637	0.0158482	0.0165004	0.0172181	0.0179975	0.0188304	0.0197179	0.0206749
0.800	0.0138753	0.0142511	0.0148772	0.0153867	0.0159237	0.0164982	0.0172104	0.0179401	0.0186875	0.0194434	0.0202099	0.0212249
0.820	0.0139453	0.0145111	0.0152372	0.0158167	0.0164037	0.0170082	0.0176404	0.0182901	0.0189475	0.0196134	0.0202899	0.0213549
0.830	0.0141353	0.0147111	0.0154472	0.0160367	0.0166377	0.0172502	0.0178824	0.0185301	0.0191875	0.0198524	0.0205249	0.0214549
0.840	0.0144053	0.0149811	0.0156972	0.0163067	0.0169287	0.0175632	0.0182104	0.0188701	0.0195425	0.0202249	0.0209179	0.0216049
0.850	0.0147453	0.0153111	0.0160272	0.0166467	0.0172787	0.0179232	0.0185804	0.0192501	0.0199325	0.0206249	0.0213279	0.0220409
0.860	0.0151653	0.0157311	0.0164472	0.0170767	0.0177187	0.0183732	0.0190404	0.0197201	0.0204125	0.0211149	0.0218279	0.0225509
Cwi	0.0103931	0.0115159	0.0126963	0.0139342	0.0152298	0.0165829	0.0179936	0.0194619	0.0209877	0.0225711	0.0259108	0.0294807
CL	0.475	0.5	0.525	0.55	0.575	0.6	0.625	0.65	0.675	0.7	0.75	0.8
Mach	cwo+cwi+cwm											
0.550	0.0225878	0.0237106	0.0248910	0.0261289	0.0274244	0.0287778	0.0301883	0.0316565	0.0331824	0.0347658	0.0364054	0.0416754
0.700	0.0229078	0.0240406	0.0252510	0.0265289	0.0278444	0.0292076	0.0306283	0.0321065	0.0336424	0.0352358	0.0368864	0.0422054
0.800	0.0233278	0.0245006	0.0257910	0.0272089	0.0287444	0.0303076	0.0319883	0.0337065	0.0354724	0.0372958	0.0391764	0.0448854
0.820	0.0235178	0.0247506	0.0260910	0.0275589	0.0291444	0.0308476	0.0325683	0.0344065	0.0362624	0.0381358	0.0400264	0.0459504
0.830	0.0236378	0.0249006	0.0263010	0.0278089	0.0294244	0.0311576	0.0329883	0.0349365	0.0369024	0.0388858	0.0408864	0.0469504
0.840	0.0237978	0.0250906	0.0265510	0.0281589	0.0300044	0.0319276	0.0339183	0.0359765	0.0380924	0.0402658	0.0424464	0.0486504
0.850	0.0240378	0.0253906	0.0269510	0.0286389	0.0305844	0.0325776	0.0346383	0.0367665	0.0389624	0.0412158	0.0435264	0.0499504
0.860	0.0244378	0.0258906	0.0275710	0.0294789	0.0317244	0.0338476	0.0360383	0.0382965	0.0406224	0.0430258	0.0454964	0.0519504

Tabelle 6.9 Geschwindigkeitsabhängige Gesamtpolare B747-200AS

k ^m	1.13												
Cwi	0.004606	0.010364	0.018425	0.023320	0.028790	0.034836	0.041457	0.048655	0.056428	0.064777	0.073702	0.083202	
CL	0.100	0.150	0.200	0.225	0.250	0.275	0.300	0.325	0.350	0.375	0.400	0.425	
Mach	cwo+cwi+cwm												
0.55	0.0130413	0.0136171	0.0144232	0.0149126	0.0154596	0.0160642	0.0167264	0.0174461	0.0182234	0.0190583	0.0199508	0.0209009	
0.70	0.0133813	0.0139571	0.0147532	0.0151726	0.0156496	0.0162342	0.0168864	0.0175661	0.0183434	0.0191883	0.0201608	0.0211809	
0.80	0.0140613	0.0146371	0.0153632	0.0157526	0.0162096	0.0168442	0.0175964	0.0183261	0.0190434	0.0197983	0.0206808	0.0216109	
0.82	0.0143313	0.0148971	0.0156232	0.0160026	0.0164696	0.0171442	0.0178464	0.0185461	0.0192334	0.0199783	0.0208108	0.0217409	
0.83	0.0145213	0.0150971	0.0158332	0.0162226	0.0166596	0.0173142	0.0180064	0.0186961	0.0193834	0.0200983	0.0209308	0.0218409	
0.84	0.0147913	0.0153671	0.0160832	0.0164726	0.0169096	0.0175642	0.0182364	0.0189261	0.0195734	0.0202683	0.0210108	0.0219009	
0.85	0.0151313	0.0156971	0.0164132	0.0167926	0.0172296	0.0178742	0.0185364	0.0192161	0.0198134	0.0204683	0.0212808	0.0221909	
0.86	0.0155513	0.0161171	0.0168032	0.0171726	0.0176196	0.0182542	0.0189064	0.0195261	0.0201134	0.0207483	0.0215508	0.0224909	
Cwi	0.0093279	0.0103931	0.0115159	0.0126963	0.0139342	0.0152298	0.0165829	0.0179936	0.0194619	0.0209877	0.0225711	0.0259108	0.0294807
CL	0.450	0.475	0.500	0.525	0.550	0.575	0.600	0.625	0.650	0.675	0.700	0.750	0.800
Mach	cwo+cwi+cwm												
0.55	0.0219085	0.0229737	0.0240965	0.0252769	0.0265149	0.0278104	0.0291635	0.0305742	0.0320425	0.0335683	0.0351518	0.0368494	0.0420613
0.70	0.0222485	0.0232937	0.0244265	0.0256369	0.0269149	0.0283304	0.0298335	0.0314042	0.0330425	0.0347498	0.0365264	0.0383718	0.0445913
0.80	0.0226485	0.0237137	0.0248865	0.0261769	0.0275949	0.0291904	0.0308635	0.0326042	0.0344125	0.0362868	0.0382274	0.0402351	0.0492513
0.82	0.0227785	0.0239037	0.0251365	0.0264769	0.0279449	0.0295904	0.0313035	0.0330842	0.0349425	0.0368768	0.0388864	0.0409618	0.0508913
0.83	0.0228885	0.0240237	0.0252765	0.0266869	0.0281949	0.0299104	0.0316335	0.0334742	0.0353325	0.0372078	0.0391004	0.0410118	0.0519713
0.84	0.0230485	0.0241837	0.0254765	0.0269569	0.0285449	0.0303304	0.0322235	0.0341342	0.0360625	0.0380078	0.0399694	0.0419468	0.0535413
0.85	0.0232585	0.0244237	0.0257765	0.0273369	0.0290249	0.0308104	0.0327035	0.0346142	0.0365325	0.0384678	0.0404194	0.0423868	0.0555813
0.86	0.0235785	0.0248237	0.0262765	0.0279569	0.0298649	0.0317804	0.0337135	0.0356642	0.0376225	0.0395968	0.0415874	0.0435938	0.0595013

Die Darstellung (Bild 6.5 und Tabelle D.1 im Anhang) mit den enthaltenen Auftriebsbeiwerten c_A und Gleitzahlen L/D für den Reiseflug bei einer Machzahl von $M=0,85$ zeigt, dass der optimale Bereich für die untersuchten Flugzeuge B747-400, B747-100AS und B747-200AS zwischen $c_A = 0,4$ und $c_A = 0,5$ liegt, wobei die Maximalwerte für die aerodynamische Güte bei den neuen Varianten um etwa 6,5 % über denen des Referenzflugzeuges liegen.

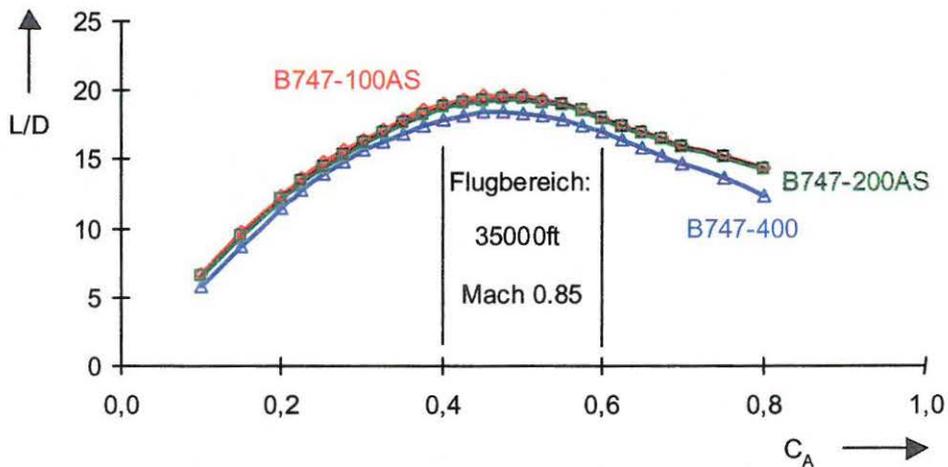


Bild 6.5 Gleitzahl über Auftriebsbeiwert

L/D	Gleitzahl
c_A	Auftriebsbeiwert

Nachweis folgt mit Gleichung 6.11:

$$A = c_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S \quad (6.11)$$

mit:	A	Auftrieb, mit $A = G = m \cdot g$
	c_A	Auftriebsbeiwert
	ρ	Luftdichte in 35000ft
	v	Fluggeschwindigkeit
	S	Flügelfläche
	m	Mittlere Reiseflugmasse des Flugzeuges
	g	Erdbeschleunigung

Umgestellt nach c_A folgt Gleichung 6.12 mit dem Ergebnis für c_A :

$$c_A = \frac{m \cdot g}{\frac{\rho}{s} \cdot v^2 \cdot S} = \frac{(388 + 82,5) \cdot 9,81}{\frac{0,30987 \cdot 1,225}{2} \cdot (0,85 \cdot 296,5)^2 \cdot 788} = 0,49 \quad (6.12)$$

Die aerodynamische Effektivität, das Produkt aus Machzahl und optimaler Gleitzahl in Abhängigkeit der Machzahl zeigt, dass auch hier der optimale Wert bei der angestrebten Reisemachzahl erreicht wird. (Bild 6.6 und Tabelle D.2 im Anhang).

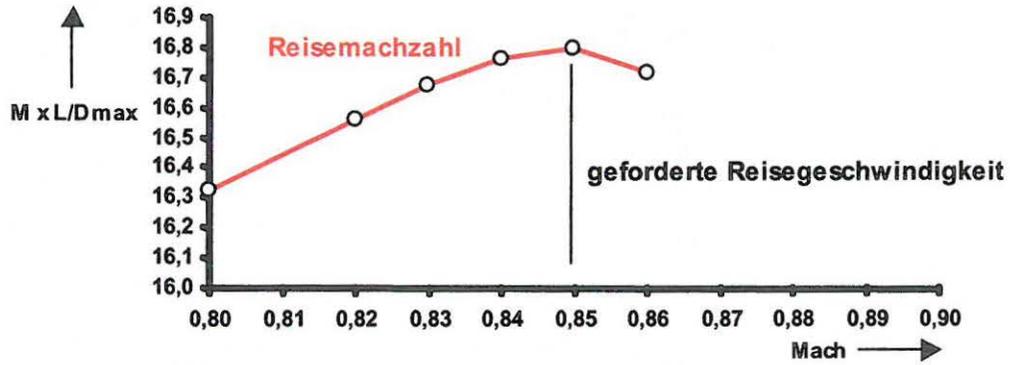


Bild 6.6 Optimale Gleitzahl über Machzahl
 $M \times L/D_{\max}$ Optimale Gleitzahl
 Mach Machzahl

7 Triebwerksauswahl

Für die B747AS Familie wird das von General Electric und Pratt & Whitney projektierte Triebwerk GP7275 ausgewählt, wie in der nächsten Abbildung 7.1 dargestellt.

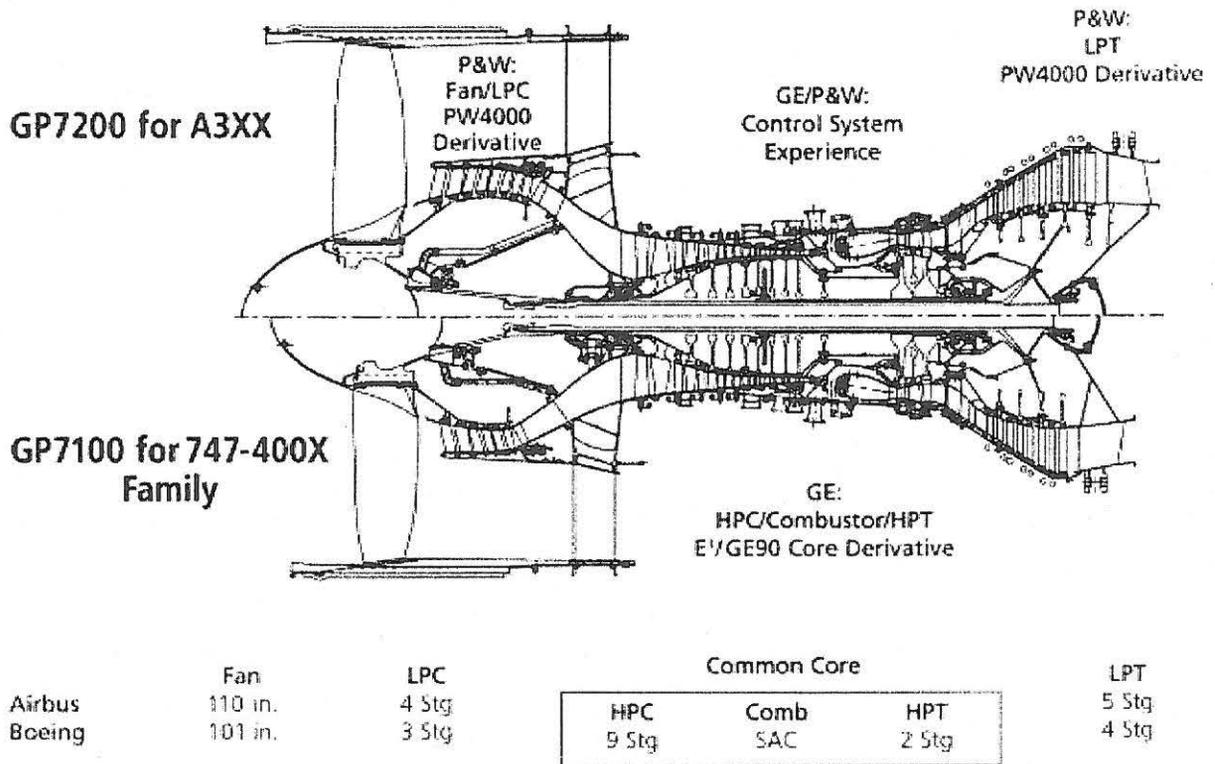


Bild 7.1 Triebwerksabbildung der B747AS Familie, [E. A. 2000]

Als Basis für die Einbeziehung in die Berechnung der Flugleistungen wurde von dem, bei 4-strahligen Flugzeugen im Mittel, notwendigen Schub-Gewichts-Verhältnis von

$$\frac{T}{m \cdot g} = 0,26$$

ausgegangen. Dies entspricht in etwa auch dem zur Zeit von Boeing verwendeten Verhältnis für die weiterentwickelten Versionen der B747. Der Nachweis nach JAR/FAR für die geforderten Steiggradienten im 2. Segment, beim Durchstarten sowie die Start- und Landstrecke sind im Abschnitt 8.3 aufgezeigt. Unter Berücksichtigung der maximalen Abfluggewichte ergibt sich daraus für die Varianten folgende Schubzugehörigkeiten:

- B747 –100AS : 70 000 lbf
- B747 – 100AS R: 75 000 lbf
- B747 – 200 AS : 75 000 lbf

Wie die folgende Zusammenstellung (Tabelle 7.1) zeigt, ist das Schubpotential, welches bisher für die B747-Varianten vorgesehen war, für die neue Familie nicht mehr voll ausreichend, so dass hier die „A3XX-Variante“ mit dem höheren Nebenstromverhältnis verwendet werden muss.

Tabelle 7.1 Triebwerksdaten des GP7000, [E. A. 2000]

GP7000 Specifications

	GP7200	GP7100
Application	A3XX Family	747-400X Family
Thrust, lbs.	67,000/80,000	68,000/74,000
Fan Diameter, in.	110	101
TSFC (vs. 747-400)	-10%	-7%
Bypass Ratio	8	7
Overall Pressure Ratio	46	43
Bare Engine Wt., lbs.	12,906	11,300
Length, in.	179	169
Emissions	2004 ICAO	2004 ICAO

8 Flugleistungen

Die Flugleistungen werden mit Hilfe des Programms POP (Parametrisches Optimierungs Programm) der EADS Airbus berechnet. Das Programm POP ist im Detail beschrieben in [MBB 1988]. Im folgenden Abschnitt wird kurz auf die Grundlagen von POP eingegangen. Die wesentliche Ergebnisse des POP werden im Anhang F aufgelistet.

8.1 Grundlagen

Das Programmsystem POP beinhaltet, neben einem ausgeprägten Leistungsnachrechnungsteil, verschiedene Zusatzmodule sowohl für die Flugzeugauslegung (Größenoptimierung, „sizing“) als auch für die Anpassung der Verfahren (Leistungsoptimierung). Hier wird das Programm für die Berechnung einer Mission verwendet und die Parameter wie Gewichte, Aerodynamik und Triebwerksdaten werden direkt eingegeben. Der Vorteil gegenüber der ersten Abschätzung mit der Reichweitengleichung ist:

- Alle Elemente des Fluges (Start, Steigen, Reiseflug, Abstieg, Anflug und Reserven) werden berücksichtigt.
- Das Flugzeug fliegt diskrete Höhenschritte, die vom Programm ständig angeglichen werden. Dies bedeutet, dass die Höhe erst gewechselt wird, wenn der günstigste Verbrauch erreicht ist (Optimierung).

8.2 Nutzlast- Reichweiten

Bild 8.1 zeigt die Nutzlast-Reichweiten-Diagramme aller untersuchten Varianten

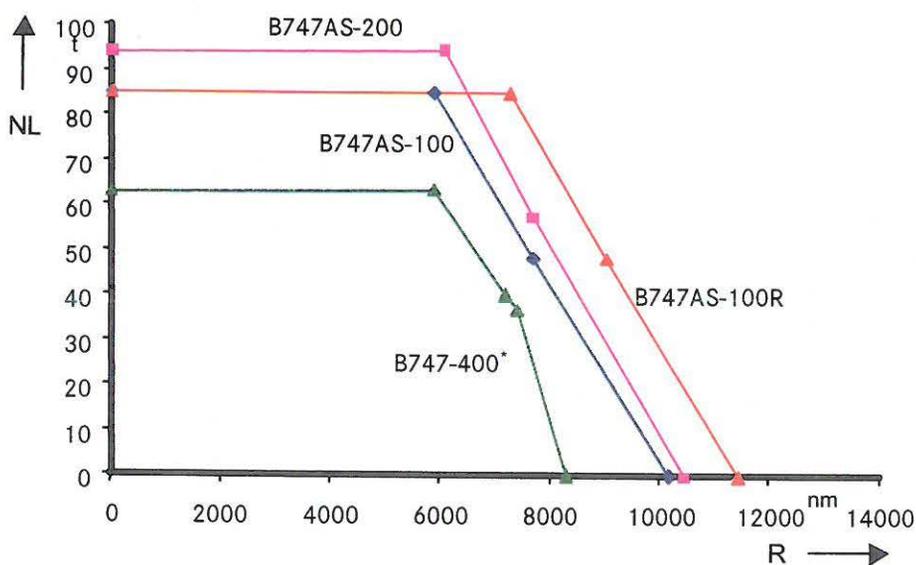


Bild 8.1 Nutzlast Reichweiten Diagramm
 NL Nutzlast in Tonnen
 R Reichweite in Nautischen Meilen
 * Heutiger Airline Standard, mit '10+6' Sitze

Aus Bild 8.1 ist zu erkennen, dass kein Kraftstoffknick bei der 747AS Familie vorhanden ist. Dies lässt sich durch das große Kraftstoffvolumen, resultierend aus der Auslegung der Flügelfläche bei „max. growth“, erklären. Dadurch ist es möglich den Flügeltank so mit Kraftstoff zu befüllen, dass der Centertank bei der Basisversion leer bleiben kann.

8.3 Flugleistungen

In diesem Abschnitt werden die Steiggradienten und Start- und Landestrecken für die 747-100AS ermittelt, nach Skript [Scholz 98].

8.3.1 Steiggradient 2. Segment

Diese ermittelt sich nach folgender Gleichung 8.1:

$$\sin \gamma = \frac{F(3TRW)}{m \cdot g} - \frac{1}{L/D} \quad (8.1)$$

mit:

- $\sin \gamma$ Steiggradient
- F Schub, nur für 3 Triebwerke
- m MTOW
- g Erdbeschleunigung
- L/D Gleitzahl

Annahme Klappenstellung 15° ergibt ein $c_L = 1.3$, mit Fahrwerk eingefahren. Die Flügelstreckung beträgt 8.12 und der Faktor e beträgt grob abgeschätzt $e = 0.7$. Der Widerstandsbeiwert wird mit Gleichung 8.2 ermittelt:

$$c_D = c_{D,P} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot \Lambda \cdot e} \quad (8.2)$$

mit:

- c_D Widerstandsbeiwert
- $c_{D,P}$ Profilwiderstand
- c_L Auftriebsbeiwert
- π Zahl PI (3.1415..)
- Λ Flügelstreckung
- e Faktor

Der Profilwiderstand wird nach Gleichung 8.3 ermittelt:

$$c_{D,P} = c_{D,0} + c_{D,F} = 0.02 + 0.01 = 0.03 \quad (8.3)$$

mit: $c_{D,P}$ Profilwiderstand
 $c_{D,0}$ Profilnullwiderstand
 $c_{D,F}$ Klappenwiderstand

Mit Gleichung 8.3 und 8.2 ergibt sich der Widerstandsbeiwert zu:

$$c_D = 0.03 + \frac{1.3^2}{\pi \cdot 8.12 \cdot 0.7} = 0.1246$$

Mit Gleichung 8.4 ergibt sich die Gleitzahl zu:

$$\frac{L}{D} = \frac{c_L}{c_D} = \frac{1.3}{0.1246} = 10.43 \quad (8.4)$$

Die zugehörige Geschwindigkeit wird nach Gleichung 8.5 ermittelt:

$$v = \sqrt{\frac{\frac{m}{S} \cdot g}{c_L \cdot \frac{\rho}{2}}} = \sqrt{\frac{\frac{499000 \cdot 9.81}{788}}{1.3 \cdot \frac{1.0555}{2}}} = 95 \frac{m}{s} \quad (8.5)$$

mit: v Geschwindigkeit
 m MTOW
 g Erdbeschleunigung
 ρ Dichte in 5000ft, ISA
 S Flügelfläche
 c_L Auftriebsbeiwert

Aus dem Triebwerksdeck wird bei Mach 0.28 und 5000ft Höhe (Platzhöhe) ein Schub von 46000lb entnommen. Dies ergibt mit 3 Triebwerken für die Rechnung einen erforderlichen Schub von $F = 613854$ N.

Mit Gleichung 8.1 ergibt der sich der Steiggradient wie folgt:

$$\sin \gamma = \frac{F(3TRW)}{m \cdot g} - \frac{1}{\frac{L}{D}} = \frac{613854}{499 \cdot 9,81} - \frac{1}{10.43} = 0,030 \quad (8.1)$$

Dieses Ergebnis des Steiggradienten von 3,0% ist nach [JAR 25] zulässig. Bei ISA Null ergibt sich der Steiggradient zu 4,6%.

8.3.2 Steigrate beim Durchstartmanöver

Hierbei gelten die gleichen Gleichungen wie beim Abschnitt 8.3.1. Nach [JAR 25] ist eine Steigrate von 2,7% bei ISA Null zulässig. Das Ergebnis der Steigrate ergibt sich mit ausgefahrenem Fahrwerk, MLW = 355t und L/D = 9,312) zu 6,9%.

8.3.3 Startstrecke

Die Startstrecke wird für die 747-100AS nach [Marckwardt 1990] bestimmt. Im folgenden werden die Eingangsdaten angegeben:

$$V_{\text{LOF}} = 88.32 \text{ m/s, dies entspricht } 171 \text{ kts, mit } c_{L, \text{LOFT}} = 1.3$$

$$T_{T_0} = 4 \cdot 70000 \text{ lb} = 1245,5 \text{ kN}$$

$$\frac{MTOW}{S} = 633,2 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

$$\frac{T_{T_0}}{MTOW \cdot g} = 0,255$$

Mit Gleichung 8.6 ergibt sich die Startstrecke zu:

$$S_{\text{START}} = \frac{1}{\rho \cdot c_L} \cdot \frac{\frac{m}{S}}{\frac{T}{m \cdot g}} = \frac{1}{1,225 \cdot 1.3} \cdot \frac{633.2}{0,255} = 1560 \text{ m} \quad (8.6)$$

Zum Vergleich ergibt sich die Startstrecke der 747-400 mit:

- Dichte: $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
- $c_L = 1.3$
- Flächenbelastung: $\frac{MTOW}{S} = 721 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$
- Startschub: $T_{T_0} = 1067,6 \text{ kN}$
- Schubgewichtsverhältnis: $\frac{T_{T_0}}{MTOW \cdot g} = 0,275$

zu einer Länge von $S_{\text{START}} = 1646 \text{ m}$.

8.3.4 Landestrecke

Die Landestrecke wird für die 747-100AS nach [Marckwardt 1990] bestimmt. Dafür wird die Gleichung 8.7 mit Statistikfaktoren verwendet:

$$S_{Landing} = 150m + \left(3,7 + \frac{2,2}{\frac{a}{g}} \right) \cdot \frac{MLW}{\rho \cdot c_{L,MAX}} = 150m + \left(3,7 + \frac{2,2}{0,3225} \right) \cdot \frac{355000}{1,225 \cdot 2,5} = 1698m \quad (8.7)$$

mit:	ρ	Dichte: 1,225kg/m ³
	MLW	Landemasse: 355000kg
	S	Flügelfläche: 788m ²
	$c_{L,MAX,L}$	2,5 für civil transport 747
	a/g	Beschleunigungsverhältnis: 0,3225

Zum Vergleich ergibt sich die Landestrecke der 747-400 mit:

- Dichte: $\rho = 1,225\text{kg/m}^3$
- $c_{L,MAX,L} = 2,5$.
- Maximale Landegewicht: MLW = 263000
- Flügelfläche = 548 m²
- Beschleunigungsverhältnis: 0,3225
-

zu einer Länge von $s_{LANDING} = 1799\text{m}$.

9 Bodenabfertigung und Notevakuierung

Die Bodenabfertigung umfasst alle Vorgänge und Tätigkeiten, die notwendig sind das Flugzeug mit Nutzlast und Betriebsstoffen zu versorgen, bzw. nach beendetem Flug zu entsorgen. Dabei fällt eine Vielzahl von Aktivitäten an. Zur Verfügung stehen dabei verschiedene Fahrzeuge, z.B. Tank-, Catering- und Reinigungsfahrzeuge. Alle Fahrzeuge/Brücken müssen mit ausreichendem Sicherheitsabstand Zugang zum Flugzeug finden, so dass dies, bereits bei der Anordnung der Türlagen zu berücksichtigen ist. Zur Verdeutlichung der Bodenabfertigungssituation sind im Abschnitt 9 und im Anhang die wichtigsten Fahrzeuge am Flugzeug dargestellt. Die Positionierung der Fahrzeuge ist in beiden Varianten identisch.

9.1 Bodenabfertigung

Über die ersten beiden Türen, Bild 9.1, vorn links können im allgemeinen die Passagiere das Flugzeug betreten. An der linken hinteren Tür wird eine Treppe für das Service- und Reinigungspersonal positioniert. Gleich daneben wird die Frischwasserbetankung durchgeführt. Die Beladung der Galleys wird über die rechte Seite an den Türen 1,3,5 ermöglicht.

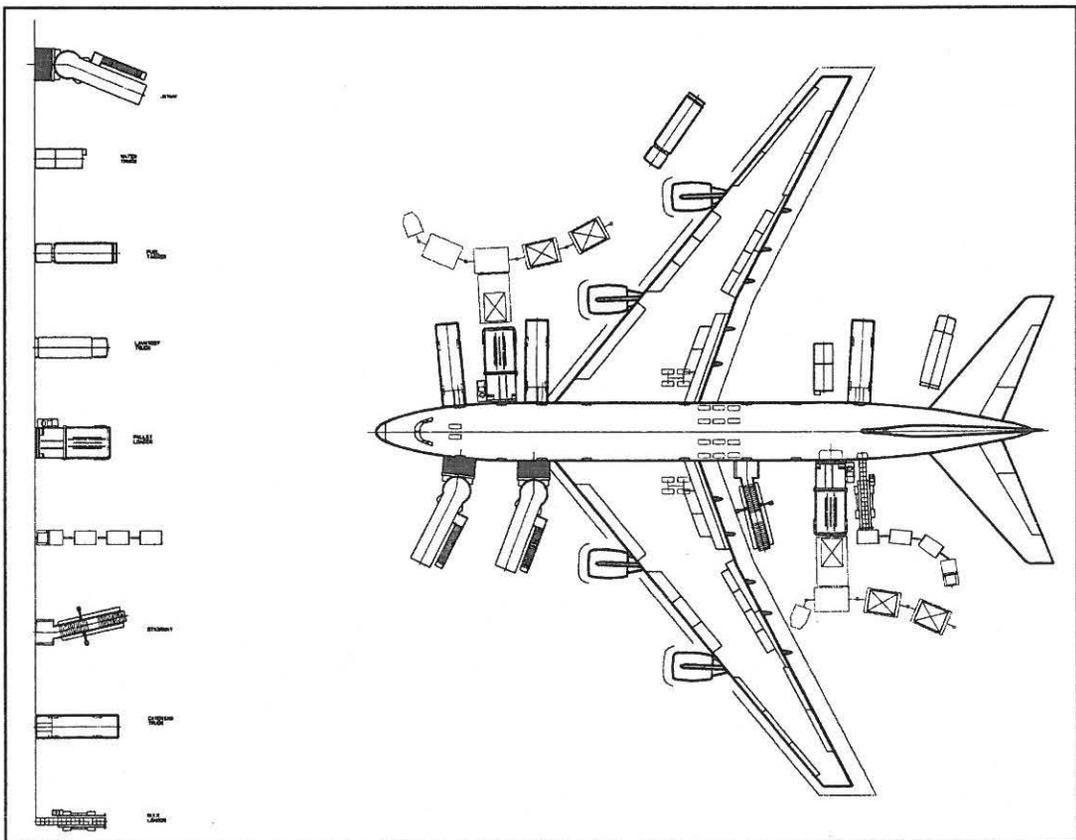


Bild 9.1 Bodenabfertigung, 747-100AS

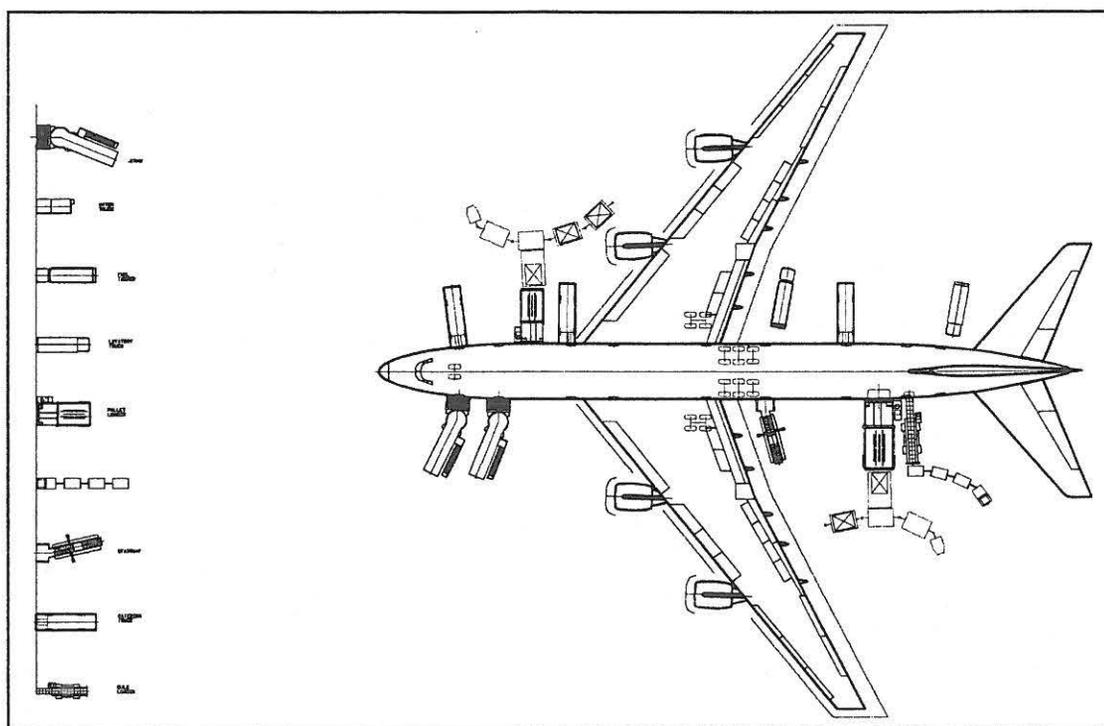


Bild 9.2 Bodenabfertigung, 747-200AS

Die Be- und Entladung der Frachträume wird ebenfalls an der rechten Seite durchgeführt. Schwierig gestaltet sich die Zugänglichkeit für die zweite Passagierbrücke auf der linken Seite vor dem Flügel. Durch leichten Versatz der Mitte nach links mit einem Abstand von 1,4 Meter lässt sich dies jedoch realisieren. Aus dem Bild 9.3 Wendekreis können die Dreh- und Bewegungsradien entnommen werden. Die Spurbreite des Hauptfahrwerks der B747-100AS beträgt 14m. Bei einem Bugradeinschlag von 70° wird eine Bahnbreite von 52m benötigt.

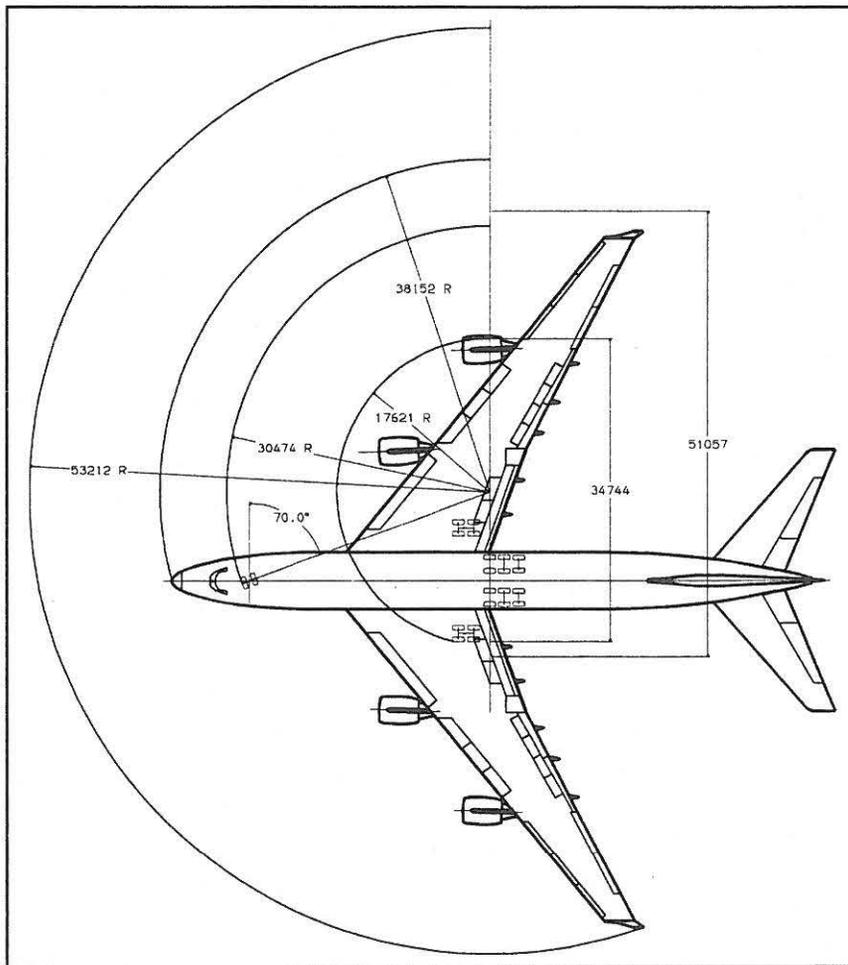


Bild 9.3 Wendekreis, 747-100AS

9.2 Notevakuierung

Die Notevakuierung der Kabine muss mit einer Hälfte der Ausgänge (nur eine Seite), innerhalb 90 Sekunden möglich sein. Die Notrutschen entfalten sich in solch einem Fall automatisch. Bereits beim ersten Entwurf ist zu berücksichtigen, dass die Notrutschen untereinander einen ausreichenden Sicherheitsabstand aufweisen und sich nicht gegenseitig bei der Entfaltung behindern. Zusätzlich ist ein ausreichender Sicherheitsabstand zu den Triebwerken und zum Flügel zu gewährleisten.

Bei einer doppelstöckigen Rumpfkongfiguration sind deshalb die Türanlagen stark abhängig vom Evakuierungskonzept, zumal auch am Boden ein Freiraum zwischen den Rutschen für die Fluchtwege vorhanden sein muss. Der Neigungswinkel der Rutschen beträgt maximal 40° . Die folgenden Bilder 9.4 und 9.5 zeigen die Notrutschenpositionen der B747-100AS und B747-200AS.

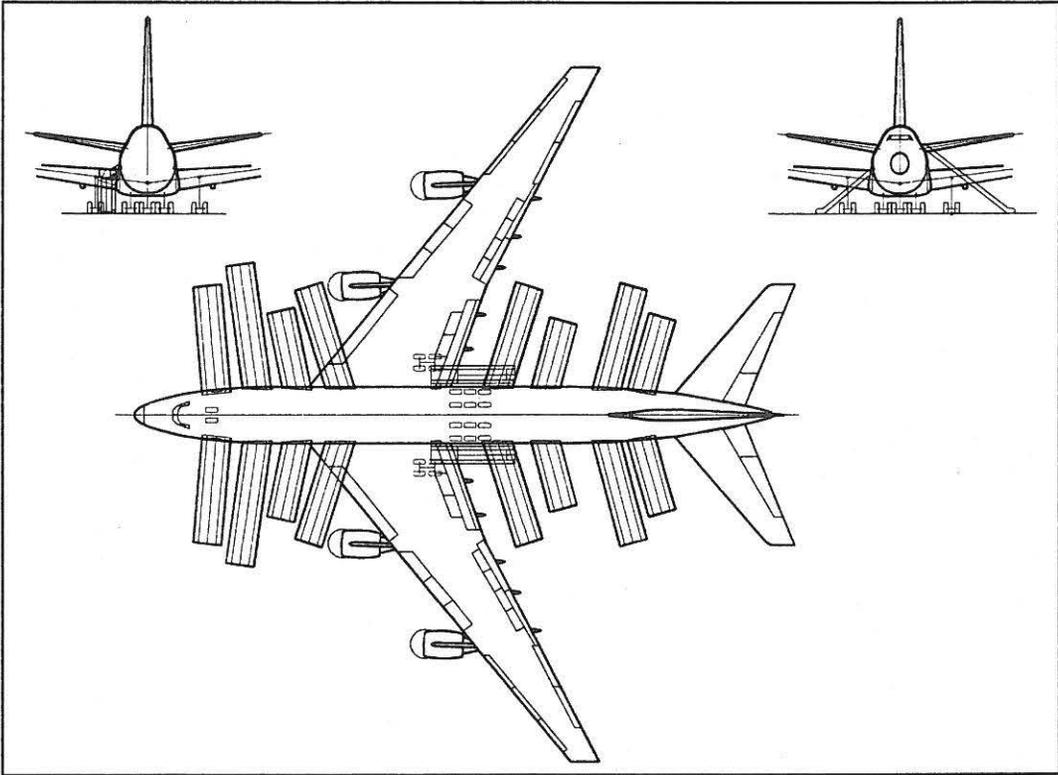


Bild 9.4 Notevakuierung, 747-100AS

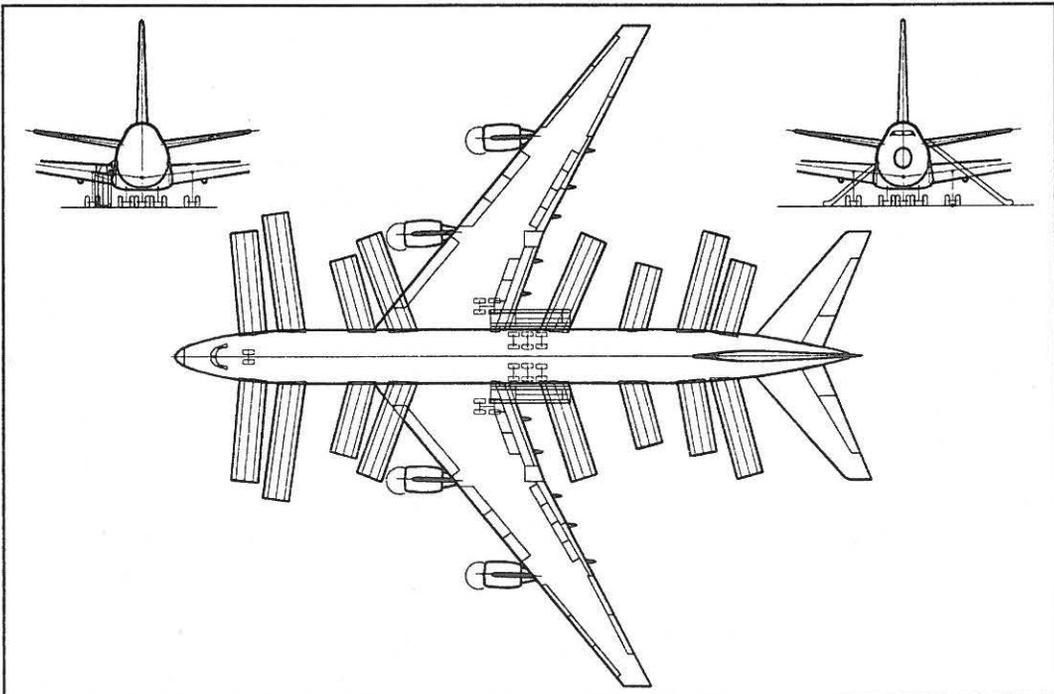


Bild 9.5 Notevakuierung, 747-200AS

10 Wirtschaftlichkeitsvergleich

In den folgenden Abschnitten werden der Kraftstoffverbrauch und die Betriebskosten des B747-400 Referenzflugzeuges mit den B747AS Flugzeugen und den konkurrierenden A3XX Flugzeugen verglichen.

10.1 Blockkraftstoff

Der Vergleich wird für eine Mission von 6000nm vorgenommen. Der benötigte Blockkraftstoff wird mit Hilfe des Flugleistungsprogramms „POP“ ermittelt und zeigt die aerodynamische Qualität, Triebwerksgüte und Flugzeuggewicht.

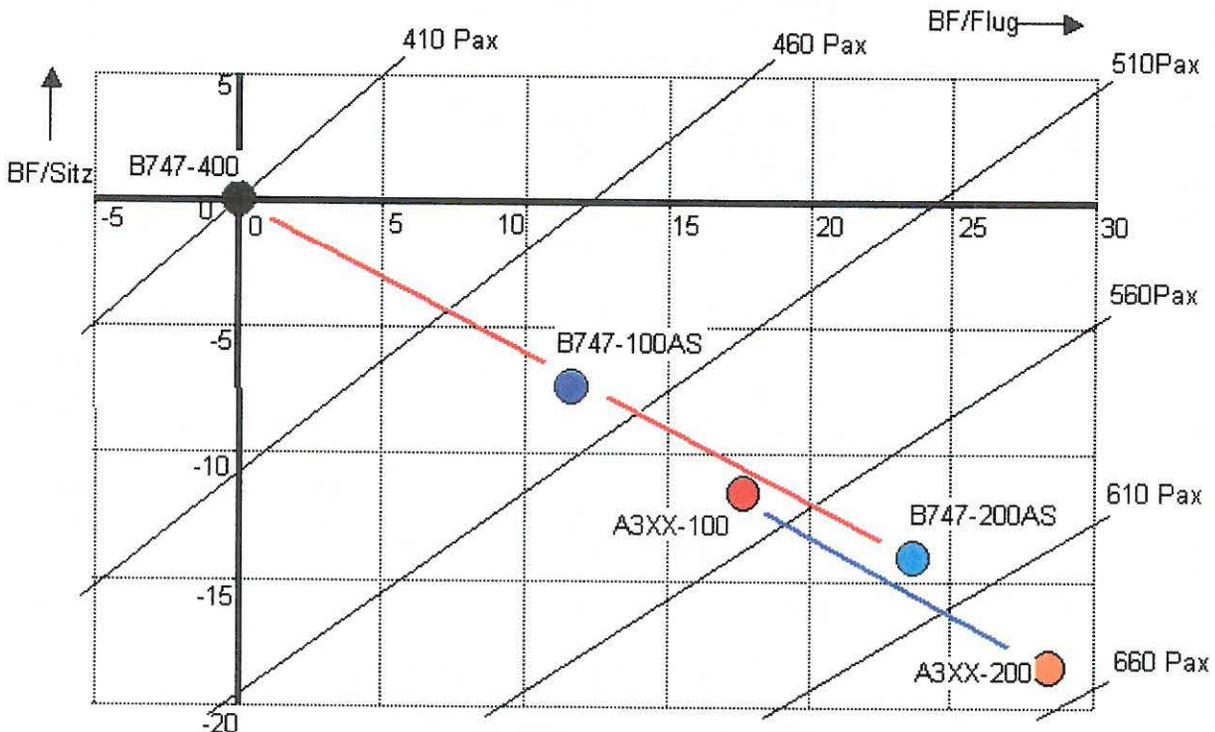


Bild 10.1 Relative Blockkraftstoff über die Flugstrecke 6000nm gegenüber der 747-400
 BF/Sitz Relative Blockkraftstoff pro Sitz in %
 BF/Flug Relative Blockkraftstoff pro Flug in %
 Der 747-400 Vergleich ist im heutigen Airline Standard '10+6' Sitze durchgeführt

Die Versionen von Flugzeugfamilien mit gleichem technischen Standard liegen, wie im Bild 10.1, auf den entsprechenden Effektivitätslinien. Wie sich durch Vergleich der Effektivitätslinien zeigt, sind die Flugzeuge hinsichtlich Kraftstoffverbrauch annähernd gleichwertig, mit geringen Vorteilen für die A3XX Familie.

10.2 Betriebskosten

Die Betriebskosten werden nach den bei [AI 1995] verwendeten Vergleichsverfahren abgeschätzt. Die Methode basiert auf:

- einem empirischen Kostenmodell, abgeleitet aus Konfigurationsabhängigkeiten und den Erfahrungen verschiedener Betreiber
- den Annahmen für die wirtschaftliche Randbedingungen, wie zum Beispiel Zinsniveau, Kraftstoffpreis und Gehälter.

Die Betriebskosten werden zwischen *Cash Operating Costs* (COC) und *Direct Operating Costs* (DOC) unterschieden. Sie werden sowohl in Kosten/Sitzmeile als auch Kosten/Flug angegeben. Die COC beinhalten die flugabhängigen Kosten wie:

- Kraftstoff,
- Wartung (Flugzeug- und Triebwerkswartung),
- Personal (Cockpit- und Kabinenbesatzung) und
- Gebühren (Lande- und Flugsicherungsgebühren)

Zusammen mit den Kapitalkosten wie:

- Abschreibung,
- Zinsen,
- Versicherung

ergeben sich die DOC. Weil der, die Kapitalkosten bestimmende, Kaufpreis häufig durch subjektive, nicht analytisch erfassbare Gesichtspunkte bestimmt wird, siehe Bild 10.2, soll sich der folgende Vergleich auf die preisunabhängigen COC beschränken.

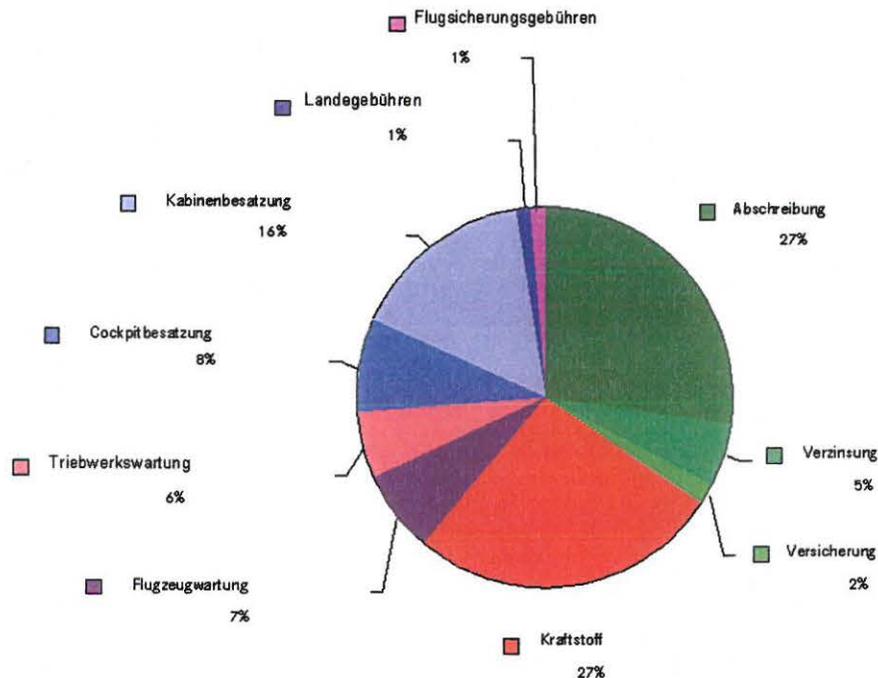


Bild 10.2 DOC/Flug Kostenanteile der B747-400

Das Kreisdiagramm, Bild 10.2, zeigt den DOC/Flug Aufbruch für das Referenzflugzeug B747-400 entsprechend der verwendeten Methode. Die Aufteilung ist vereinfacht wie folgt:

- Kapital (rund 1/3)
- Kraftstoff (rund 1/4)
- Besatzung (rund 1/4)
- Wartung (rund 1/6)

Für ein Kreisdiagramm für die Vergleichsmuster A3XX und B747AS skalieren sich die Kosten durch die jeweiligen Preise, Kraftstoffverbrauch, Besatzungsbedarf und Wartung sowie der notwendigen Passagierkapazitäten. Das Ergebnis des COC Vergleichs wird im Bild 10.3 dargestellt.

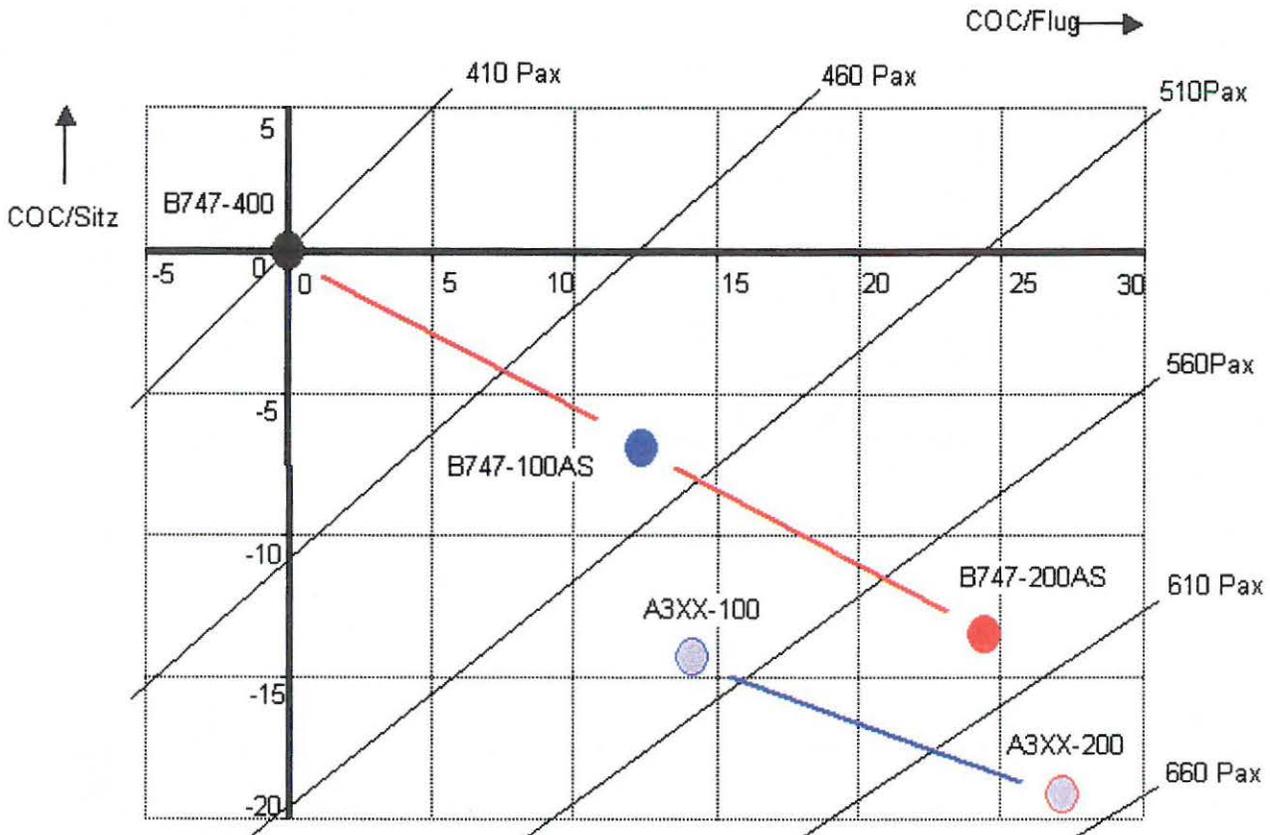


Bild 10.3 Relative COC gegenüber der B747-400
 COC/Sitz Relative COC pro Sitz in %
 COC/Flug Relative COC pro Flug in %
 Der 747-400 Vergleich ist im heutigen Airline Standard '10+6' Sitze durchgeführt

Im Bild 10.3 werden der Größeneffekt (größere Passagierzahlen lassen sich günstiger im Flugzeug unterbringen) und der Derivativeffekt (Die gestreckte Version nutzt das Wachstumspotential und die Strukturreserven der Basisversion und setzt diese in höhere Effizienz um) deutlich. Die bessere Position der A3XX Flugzeuge ergibt sich im wesentlichen durch die neu verwendete Technologien (für die Flugzeugsysteme), die sich in den reduzierten Wartungskosten niederschlägt.

10.3 Aufwandsabschätzung

Durch die Verwendung des vorderen Rumpfbereiches (Nase, Cockpit, Spante bis zum Flügel) in allen B747AS Flugzeugen sind Kosteneinsparungen möglich, wie im Anhang C, Abbildung Rumpfvergleich, zu sehen. Der restliche Bereich (Flügel und Heckbereich) ist aufgrund der geforderten Größe komplett neu geändert. Von der B747-100AS auf die B747-200AS besteht der Unterschied nur in den Zusatztonnen (200AS ist um 16 Spanten länger). Dieses lässt günstige Entwicklungs- und Fertigungskosten zu. Insgesamt mussten aber fast 90% der B747-400 verändert werden, um auf die im Abschnitt 10.1 und 10.2 dargestellten Ergebnisse zu kommen.

11 Zusammenfassung

Grundsätzlich erscheint es möglich als Erweiterung der B747-Familie auch die B747AS-Varianten auf dem Markt anzubieten. Es ist ein größeres Flugzeug mit neuem Triebwerk und angepasstem Komfortstandard im bestehenden Rumpfquerschnitt. Die Systeme sind dementsprechend angeglichen, aber nicht neu ausgelegt. Gegenüber der ersten Annahme, die derzeitige B747-400 nur durch eine Variante mit verlängertem Oberdeck zu ersetzen, wurde die Familie B747AS, siehe Bild 11.1 und 11.2, komplett neu gestaltet. Im anderen Fall wäre es nicht möglich gewesen der A3XX im Bereich 500-Sitzer Konkurrenz zu machen, da das Reichweiten-potential viel zu niedrig ist.

Einige Probleme wird hier jedoch die Gestaltung des Rumpfes im Heckbereich aufwerfen, da die Freigängigkeit bei dem sehr langen Rumpf stark eingeschränkt ist. In einem weiteren Entwurfsschritt wäre eine detaillierte Untersuchung hinsichtlich folgender Punkte durchzuführen:

- Flügellage (Schwerpunktsausgleich)
- Freigängigkeiten bei Rotation
- Heckgestaltung
- Eigenschaften im Langsamflug (Low Speed Performance)
- Start- und Landeleistung

Die Aufwandsabschätzung zeigt jedoch, dass das hier dargestellte Konzept nur unwesentlich von einem kompletten Neuentwurf abweicht. Die Übernahme des veralteten Systemstandards spiegelt sich deutlich negativ im COC Vergleich wieder und ist somit für einen fast neuen Entwurf sicherlich zu überdenken. Unter Berücksichtigung aller Zusammenhänge muss es eigentlich auf einen kompletten Neuentwurf herauslaufen, welches sich dann noch einmal auf die Investitionen auswirken wird.

Sollten sich die Marktprognosen für einen deutlichen Bedarf an Großflugzeugen bestätigen muss Boeing unbedingt mit einem völligen Neuentwurf nachziehen, um sich einen ausreichenden Marktanteil zu sichern. Eine B747-200AS kann trotz des hohen Änderungsaufwands nur eine vorübergehende Lösung sein und wird sich selbst bei einem frühen Marktstart nicht rentieren.

Literaturverzeichnis

- [AIRBUS 1998] SEGMENT EZA: *Airbus Global Market Forecast*: Hamburg, EADS Airbus GmbH, 1998
- [BA 1983] BRITISH AEROSPACE: *Group of Six, Preparation of bases calculations for future AI aircraft, HFR-R-311-PF-2964*: UK, British Aerospace, 1983
- [BÖTTGER 1993] BÖTTGER, O.: *Diplomarbeit, Entwurf einer Flugzeugfamilie als Konkurrenz zur 747-400 und 777-300*: Hamburg, Deutsche Aerospace Airbus, 1993
- [AIRBUS 1992] AIRBUS INDUSTRIE: *Technical Data for Michelin, X-Ply-Tires, 23.0-01.2.1*: Frankreich, 1992
- [DREYFUSS 1966] DREYFUSS, H.: *The measure of man: USA*, 1966
- [FARRAR 1949] FARRAR, J.R.A.S.: *Strukturbelastung, Mittlere Stützrippenwandstärke von Kastenträgern*, 1949
- [GARNATZ 1992] GARNATZ, P.: *Unterlagen zur Vorlesung Strukturkonstruktion, Stützelemente*: Fachhochschule Hamburg, 1992
- [FAR] FEDERAL AVIATION REQUIREMENTS: *Part 21, 25, 121*: USA, 2000
- [JAR] JOINT AVIATION REGULATION: *Part 21, 25, 121*: 2000
- [TORENBEEK 1976] TORENBEEK, E.: *Synthesis of subsonic airplane design*: Delft University Press, 1976
- [DA, EZ 11 1993] EADS AIRBUS GMBH: *Standard Man Definition*, 1993 (EZ 11-39/93). - Firmenschrift
- [DA, EZ 11 1994] EADS AIRBUS GMBH: *Standards and Regulations, Part 1, Interior Configuration*. 1994. - Firmenschrift
- [TRAHMER 1995-99] EADS AIRBUS GMBH: *Projektuntersuchungen, EZA*. 1999. - Firmenschrift

- [DA, EZ 1999] EADS AIRBUS GMBH: *Unterlagen zur Projektstrategie*. 1999. - Firmenschrift
- [DA, EZA 2000_a] EADS AIRBUS GMBH: *Allgemeine "Devils Advocat" Diskussionen zu Strategieoptionen von Boeing*. 2000. - Firmenschrift
- [DA, EZA 2000_b] EADS AIRBUS GMBH: *Aero Engine Programmes and Projects for Transport Aircraft*. 2000 - Firmenschrift
- [DA, EZA 2000_c] EADS AIRBUS GMBH: *Ergänzungsarbeiten zur Diplomarbeit, "Boeings Möglichkeiten zur Weiterentwicklung der 747 Familie als Antwort auf die Produktpolitik von Airbus Industrie", erstellt mit Solid Works 2000*. 2000. - Firmenschrift
- [TRAHMER 1993] EADS AIRBUS GMBH: *Weiterentwicklung eines Vorentwurfsverfahrens zu Flügelmassen*, (EZ 11). 1993. - Firmenschrift
- [DA, EZ 11 1988] EADS AIRBUS GMBH: *Ergänzungsdiagramme zum GoS Verfahren*. 1988. - Firmenschrift
- [AI 1995] AIRBUS INDUSTRIE: *Airbus Project D.O.C. Method, TA-P (812.076/88 Issue 2, Rev.95)*. 1995. – Firmenschrift
- [MBB 1988] POP-PROGRAMME-SYSTEM, MBB, Messerschmitt Bölkow Blohm, *Abt.:TE 253, Document Number TE 253-yy-88 (Issue7.0)*. 1988. – Firmenschrift
- [ETKIN 1959] ETKIN, B.: *Dynamics of flight, Stability and Control*: University of Toronto, New York, John Wiley & Sons, 1959
- [SCHOLZ 1998] SCHOLZ, D.: *Vorlesungsskript Flugzeugentwurf*: Hamburg Fachhochschule, 1998
- [MARCKWARDT 1990] MARCKWARDT, K.: *Vorlesungsskript Flugmechanik, Flugzeugentwurf*: Hamburg Fachhochschule, 1990
- [RA.e.S.] ROYAL AEROSPACE SOCIETY: *Data Sheet Bodies*
- [NACA] REPORT 540

- [BOEING 1959] REVISION C: *Boeing Document 747-400 Airplane Characteristics for Airport Planning*, (D6-58326-1): Seattle, Boeing Commercial Airplane Group, 1959
- [E. A. 2000] ENGINE ALLIANCE: *Farnborough Airshow: USA, 2000*
- [SCHOLZ 1999] SCHOLZ, D.: *Normgerechtes Verfassen von Diplomarbeiten mit Hilfe einer Word-Musterdatei*: Hamburg Fachhochschule Hamburg, 1999

Anhang A Technische Daten

In diesem Anhang A werden die Technischen Daten in einem Überblick gezeigt:

Tabelle A.1 Technische Daten der Flugzeuge B747AS-Familie und B747-400

Datenübersicht	B747-100AS	B747-200AS	B747-400
Abmessungen			
Gesamtlänge [m]	77	85	70,6
Gesamthöhe [m]	22,7	22,7	19,3
Äquiv. Rumpfdurchm. [m]	7,14	7,14	7,14
Flügel			
Fläche [m ²]	780	780	548
Spannweite [m]	80	80	64,4
Streckung	8,12	8,12	7,23
Pfeilung [°]	37/35,5	37/35,5	37,7
Zuspitzung	0,2	0,2	0,2
Relative Dicke	13,44/8,0/8,0	13,44/8,0/8,0	13,44/8,0/8,0
Höhenleitwerk			
Fläche	195	195	136,6
Spannweite	26,4	26,4	22
Streckung	4,6	4,6	3,6
Pfeilung	37,5	37,5	37,5
Zuspitzung	0,3	0,3	0,3
Relative Dicke	11,0/8	11,0/8	11,0/8
Seitenleitwerk			
Fläche	103	103	77,1
Spannweite	13	13	11
Streckung	1,65	1,65	1,25
Pfeilung	44	44	45
Zuspitzung	0,24	0,24	0,24
Relative Dicke	13,0/9,0	13,0/9,0	13,0/9,0
Gewichte [t]			
MWE	217	233	157
OWE	247	269	183
MZFW	332	363	246
MTOW	499	553	395
MLW	355	388	263
Kraftstoffkapazität [kg]	313	313	164
Antrieb			
Triebwerkstyp	GP7000	GP7000	Cf6-80 C2
Stand Schub [lb]	70000	75000	68000
Schub-Gewichts-Verh.	0,26	0,246	0,285
Nutzlast			
Passagieranzahl	503	600	417*
Max. Nutzlast [t]	85	94	85
Flugleistungen			
Auslegungsreichweite [nm]	7650	7650	7200
Reisemachzahl	0,85	0,85	0,85
Max. Flächenbelastung [N/m ²]	780	780	720

* Der 747-400 Vergleich ist im heutigen Airline Standard '10+6' Sitze durchgeführt

Anhang B

Kabinenstandards

In diesem Anhang B ist die Tabelle zu dem Kapitel 2 aufgeführt.

Tabelle B.1 Kabinenstandards

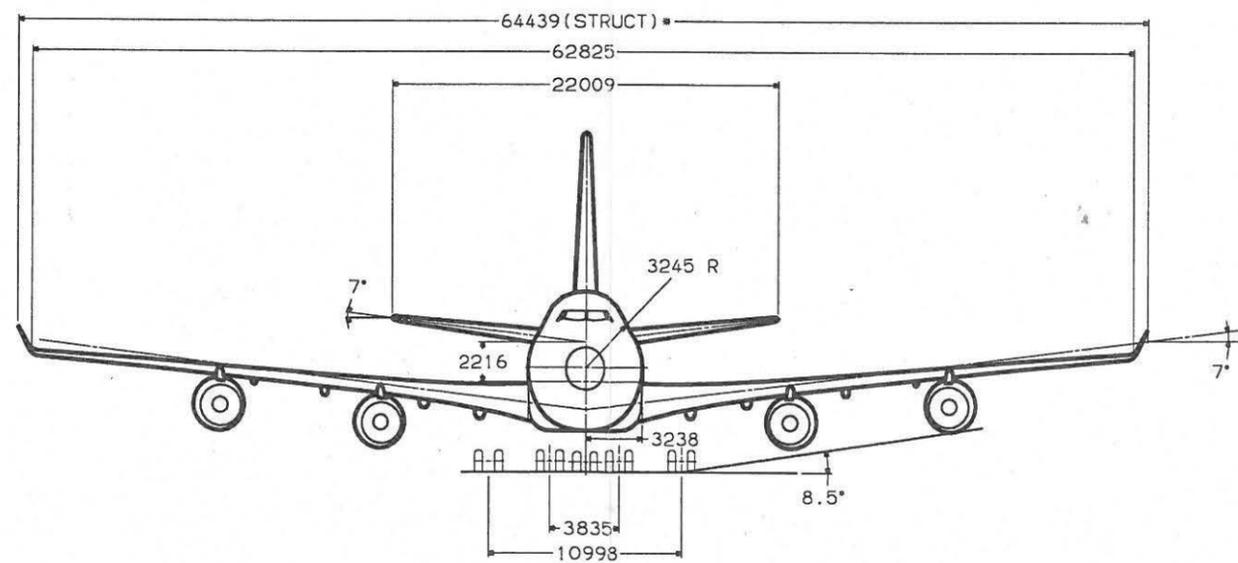
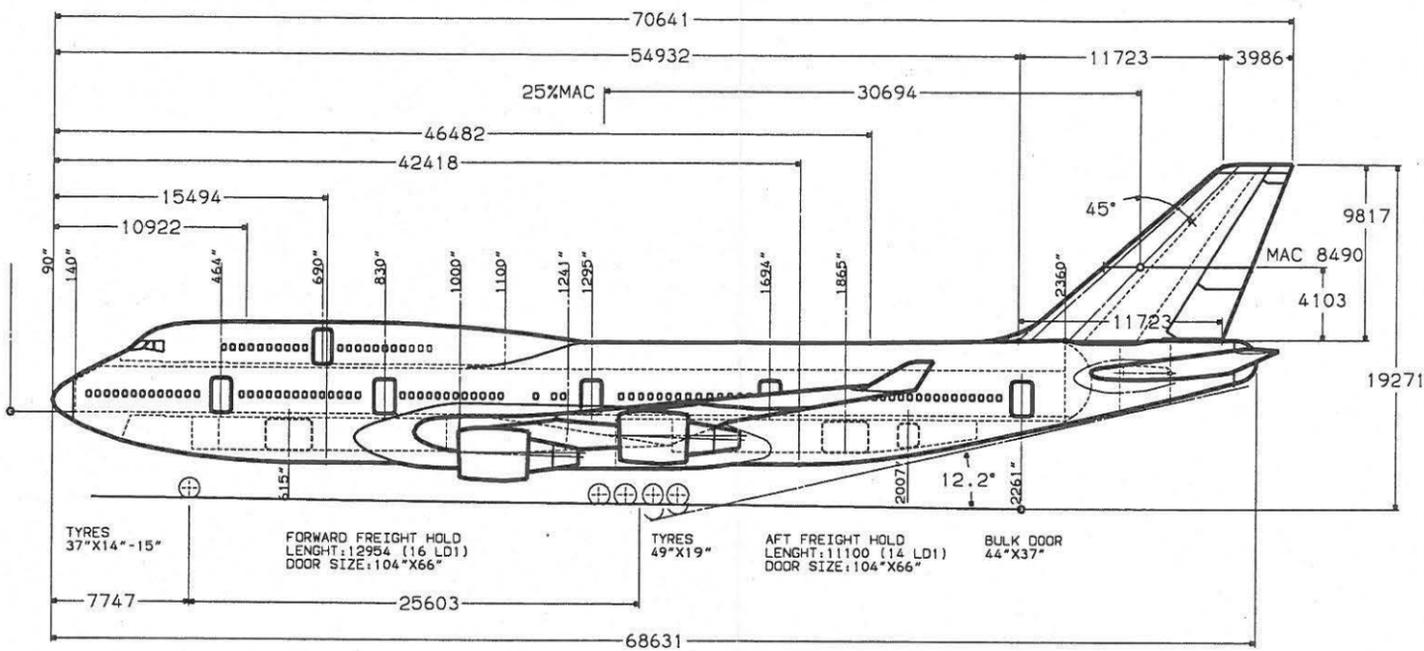
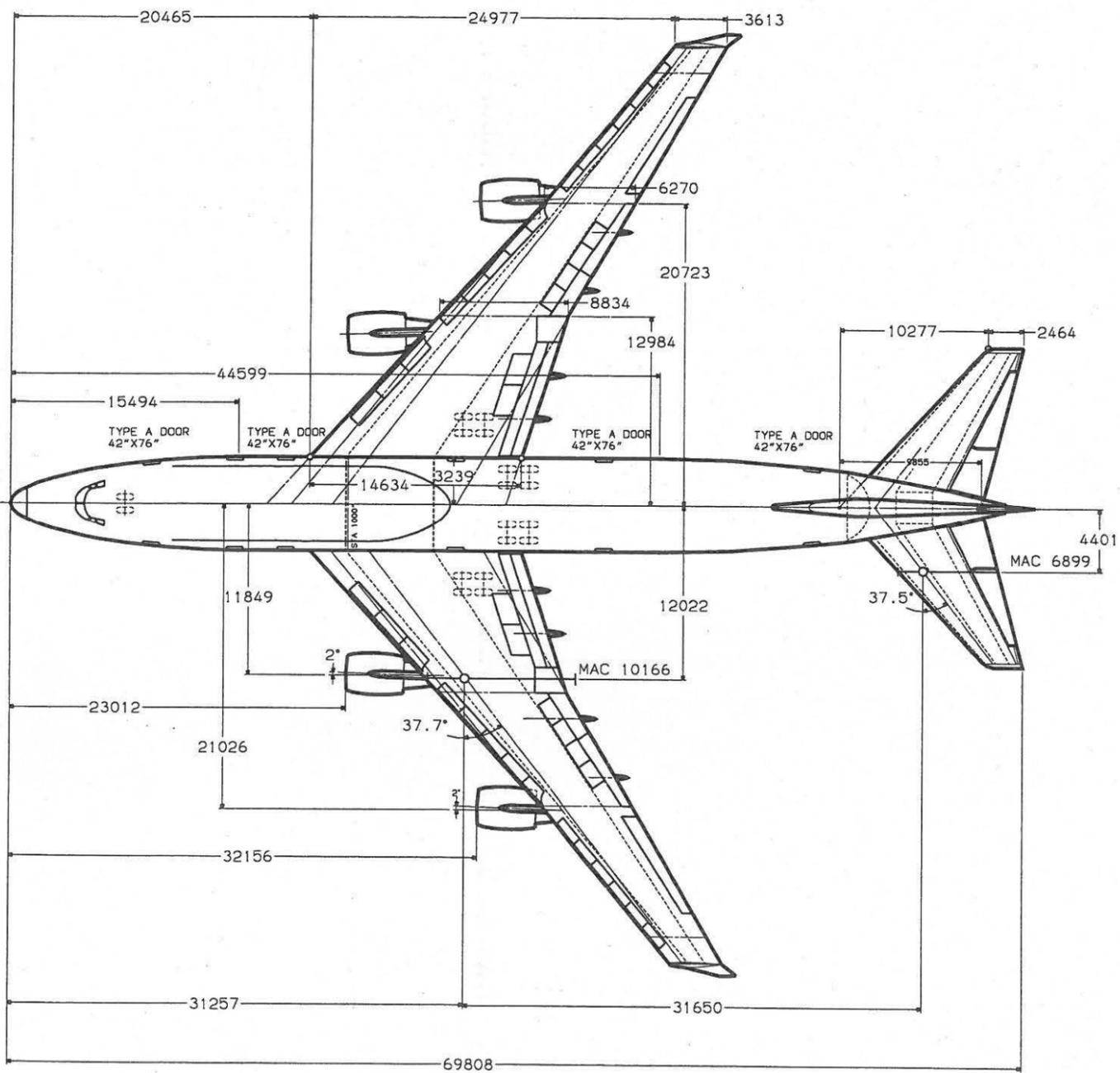
AI 1994:	FC (VLR)	BC (VLR)	YC (VLR)	Single Class
Sitzklassenaufteilung	6-7%	16-18%	75-78%	100%
Sitzmaße:				
Gangbreite	21in	19in	19in	
Minimale Gangbreite	20in	20in	20in	
Sitzabstand	62in	40in	32/33in	
Neigungsabstand der Sitze	15in	8/7in	5in	
Sitztiefe	28,1in	27,5in	25in	
Fußraum	25in	21,5in	21/20in	
Passagiere/Toilette	14	25	50	
Passagiere/Galley	2	4	10	
Passagiere/Attendent	9	25	40	
Garderobe/Passagier		0,7	-	
AI 1996:				
Breite Einzelsitze	28,5in	26,5in	22in	
Breite Doppelsitze	57in	54in	42in	
Breite Dreiersitze	-	-	62in	
Hatrack Volumen	8,0 ft ³ /pax	4,0 ft ³ /pax	3,3 ft ³ /pax	
Flight Crew Rest	2 Bunks (VLR)			
Crew Rest Bunks/Cabin Crew	0,5 Bunks (VLR)			

Anhang C

Zeichnungsübersicht

In diesem Anhang C sind auf den folgenden Seiten alle Zeichnungen zu dem Abschnitt 4 enthalten.

- Drei-Seiten-Ansicht der B747-400
- Drei-Seiten-Ansicht der B747-100AS
- Drei-Seiten-Ansicht der B747-200AS
- Rumpfvergleich
- Rumpfquerschnitte
- Frachtvergleich
- Drei-Klassen-Bestuhlung der B747-400
- Drei-Klassen-Bestuhlung der B747-100AS
- Drei-Klassen-Bestuhlung der B747-200AS
- Flügel



WING, TAILPLANE: DIMENSIONS PROJECTED TO HORIZONTAL GROUND PLANE

211'5" (64.44m) - JIG POSITION
213' (64.92m) - AT MAX GROSS WEIGHT (FULL FUEL)

	WING	TAILPLANE	FIN&RUD
AREA [m ²]	546,0	136,6	77,1
ASPECT RATIO	7,23 (REF)	3,60	1,25
1/4 CHORD SWEEP [°]	37,7	37,5	45,0
T/C RATIO [%]	13,44/8,0/8,0	11,0/8,0	13,0/9,0
VOL. COEFFIC.	-	0,779	0,0690
ENGINE:	CF6-80 C2		

for information only

2000

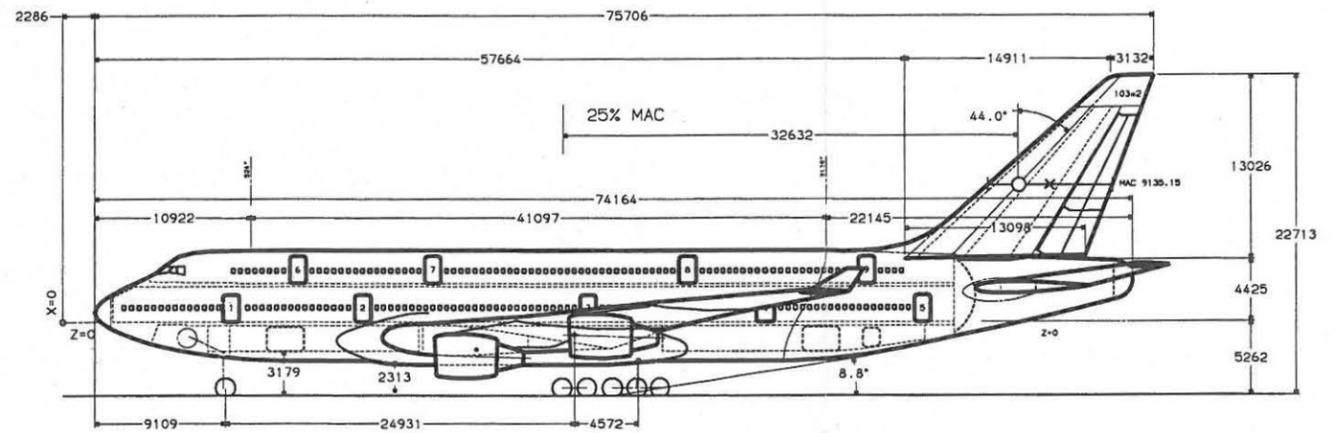
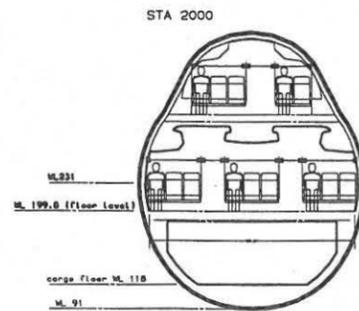
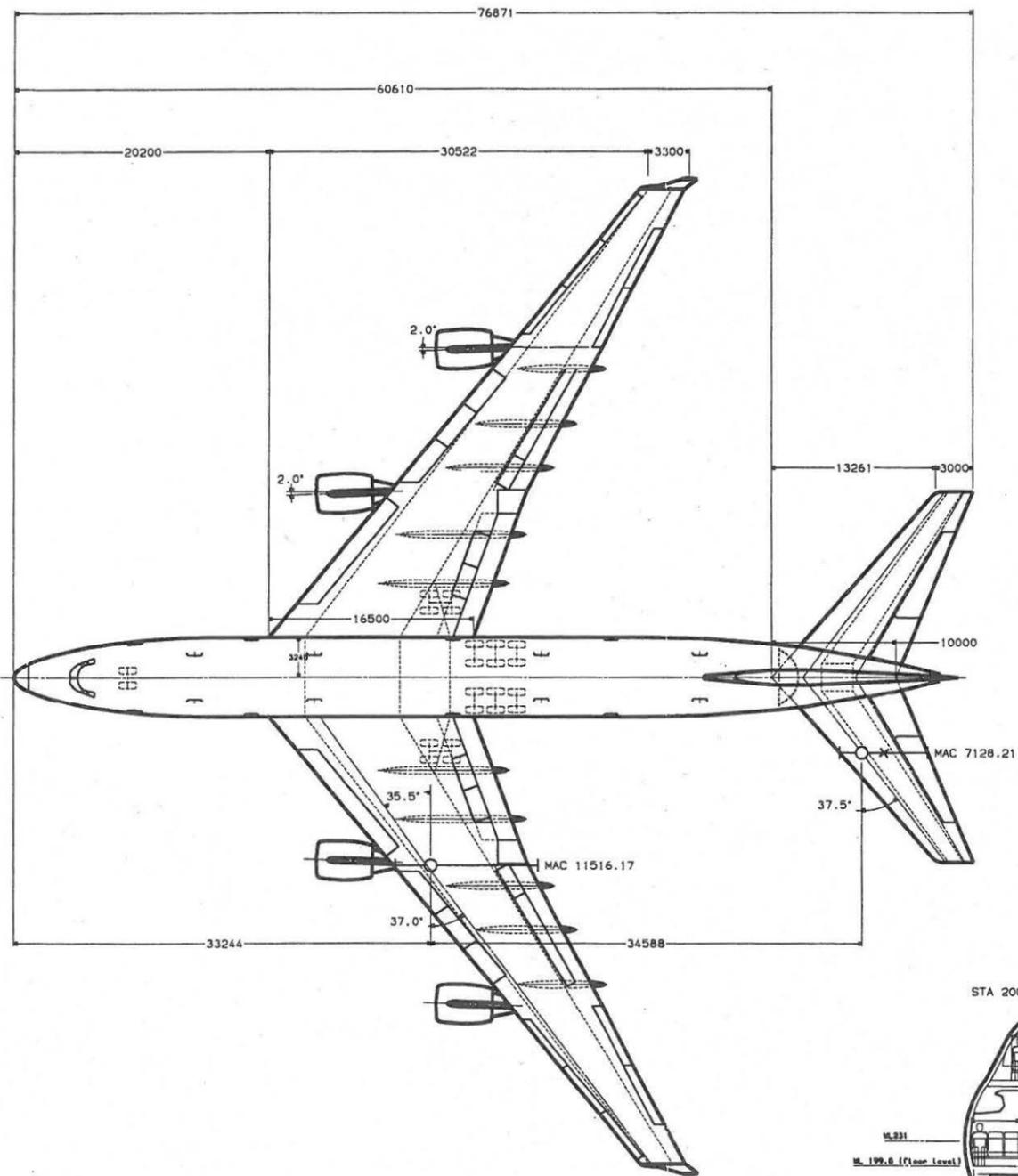
DATE NAME
19/09 SOMMER

747-400

Drei-Setten-Ansicht

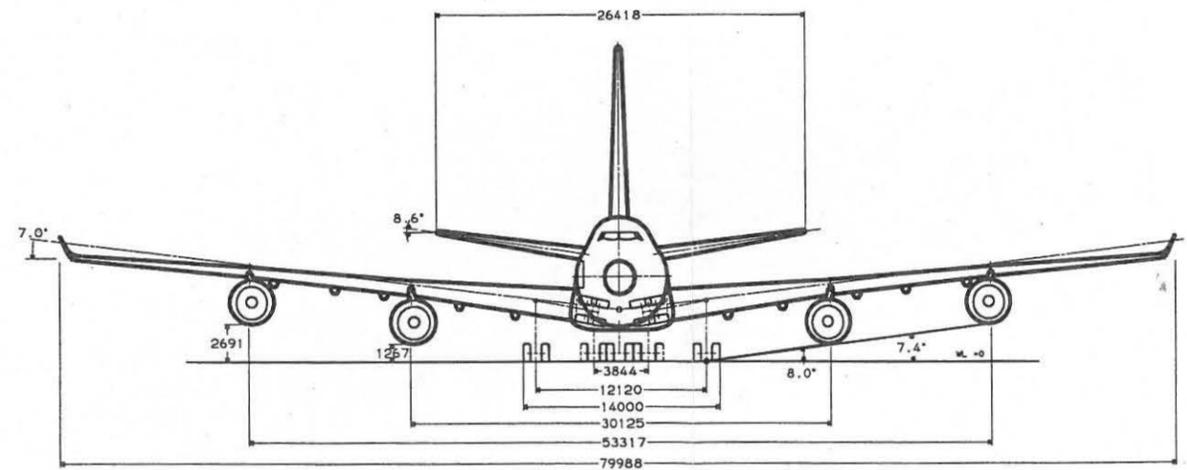
EADS AIRBUS GmbH
Fh-Hamburg

SHEET
107



NLG TYRES
1400 x 530 R23

MLG 55.73% MAC
BLG 71.61% MAC
WLG 31.91% MAC
TYRE SIZES
1400 x 530 R23 (on drwg)

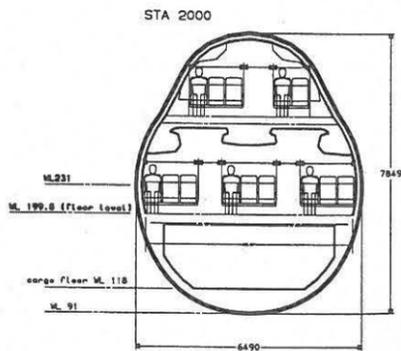
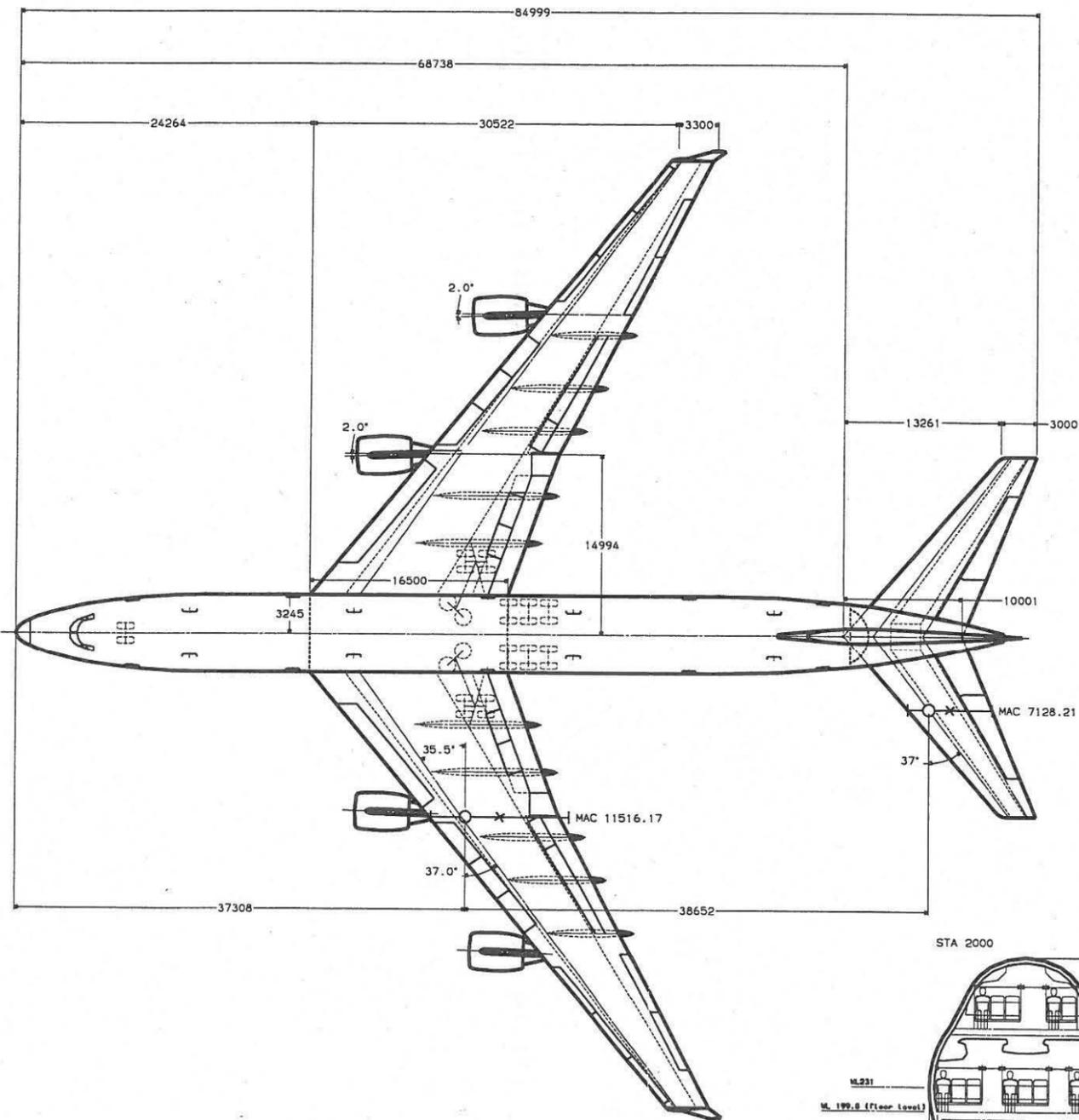


PRELIMINARY

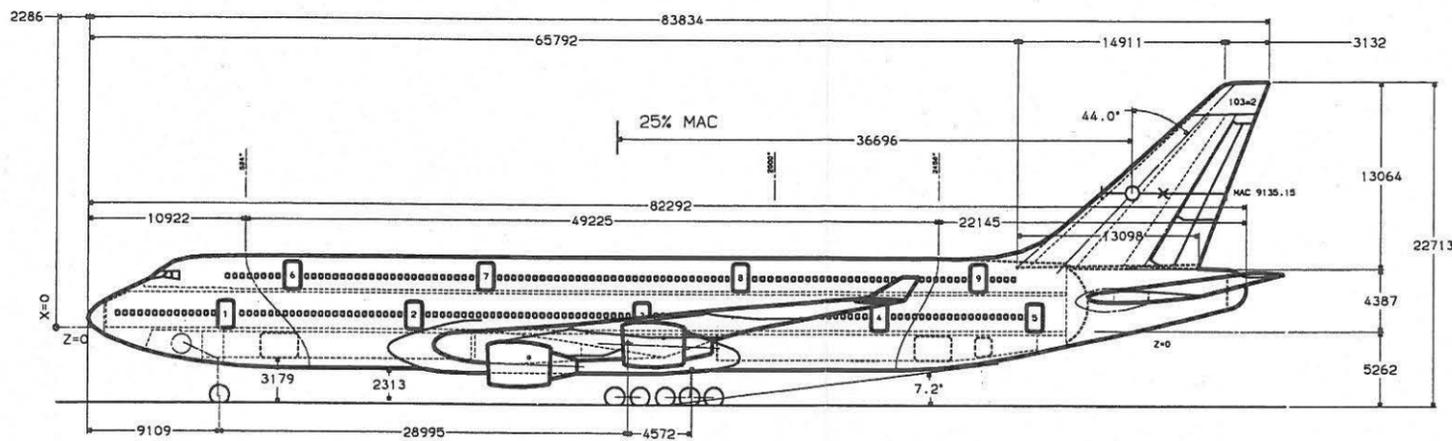
SEATS	503 (3-CL VLR)
FWD HOLD	8 LD3 / 5 PALLETS
REAR HOLD	7 LD3 / 4 PALLETS
ENGINES	GP 7000 on drwg

	WING	TAILPL.	FIN&RUDD
AREA m²	788	195	103
ASPECT RATIO	8.12	4.6	1.65
TAPER RATIO	0.2	0.3	0.24
1/4 CHORD SWP.	37.2/38.3	37.5°	44°
T/C RATIO %	11.1/10.3	10.3/9.8°	14.4
VOL. COEFFIC.	-	0.743	0.053
WING TWIST °	3.15/2.7	-2.1/2.1	-

for information only		2000		DATE NAME		B747-100AS	
		21/09	SOMMER	Dreitsettenansicht		SHEET	
EADS AIRBUS GmbH Fh-Hamburg						108	

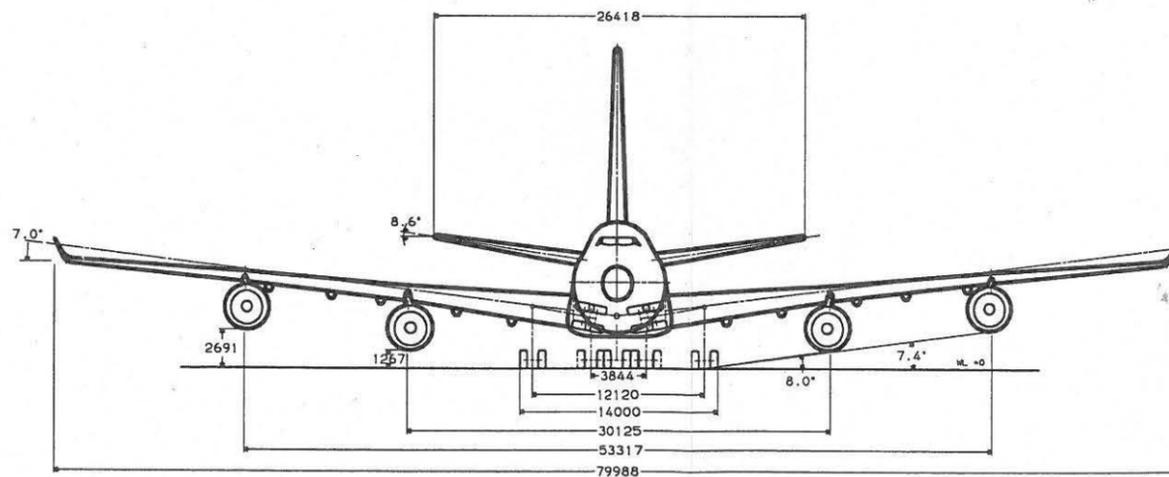


SEATS	600 (3-CL VLR)
FWD HOLD	11 LD3 / 7 PALLETS
REAR HOLD	10 LD3 / 6 PALLETS
ENGINES	GP 7000 on drwg



NLG TYRES
1400 x 530 R23

MLG 55.73% MAC
BLG 70.04% MAC
WLG 31.91% MAC
TYRE SIZES
1400 x 530 R23 (on drwg)

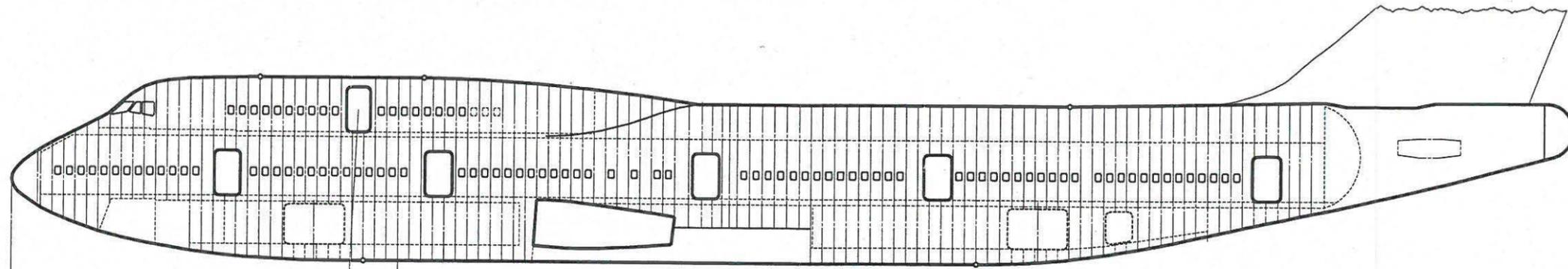


PRELIMINARY

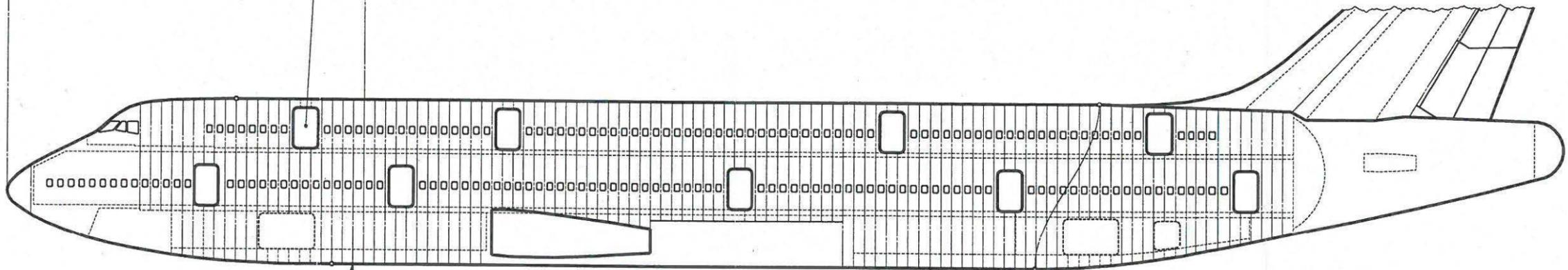
	WING	TAILPL.	FIN&RUDD
AREA m²	788	195	103
ASPECT RATIO	8.12	4.6	1.65
TAPER RATIO	0.2	0.3	0.24
1/4 CHORD SWP.	37.3/38.5	37.5°	44°
T/C RATIO %	11.1/10.38	10.3/9.8*	14.4
VOL. COEFFIC.	-	0.743	0.053
WING TWIST °	3.13/2.71	-2.73/1.24	

for information only		DATE		NAME		B747-200AS	
		21/09	SOMMER	Dreitseitenansicht			
2000		EADS AIRBUS GmbH		Ph-Hamburg		SHEET 109	

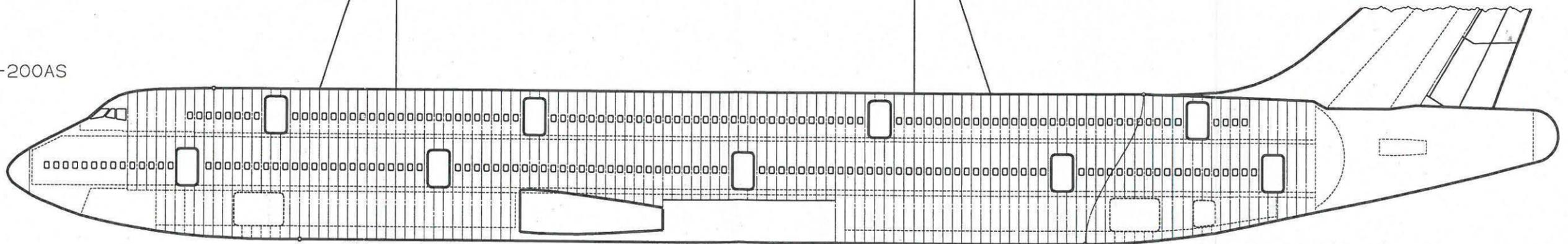
B747-400



B747-100AS

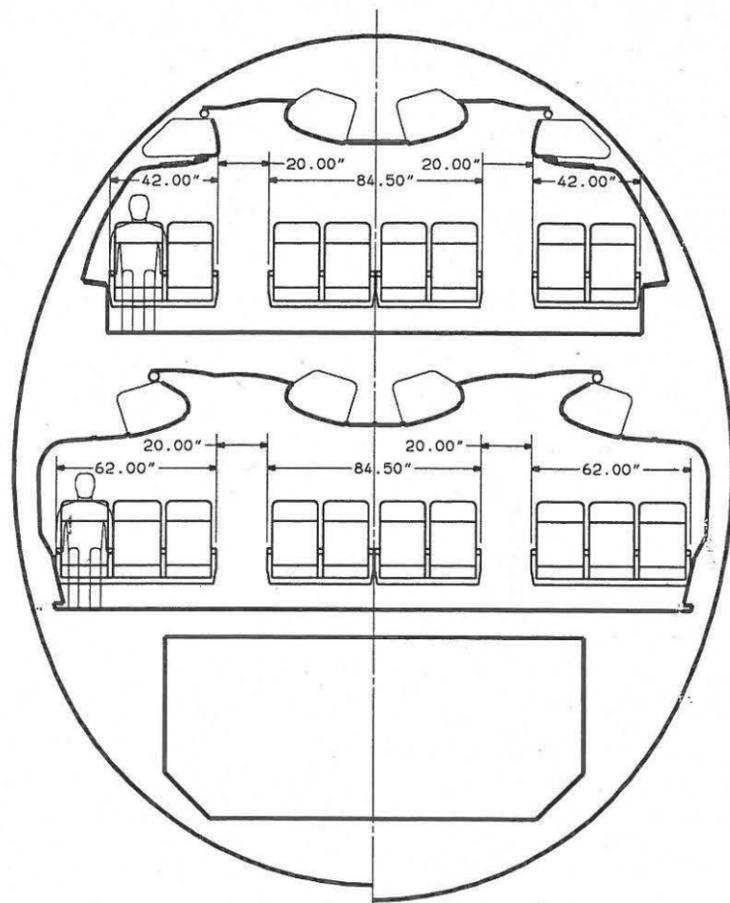


B747-200AS

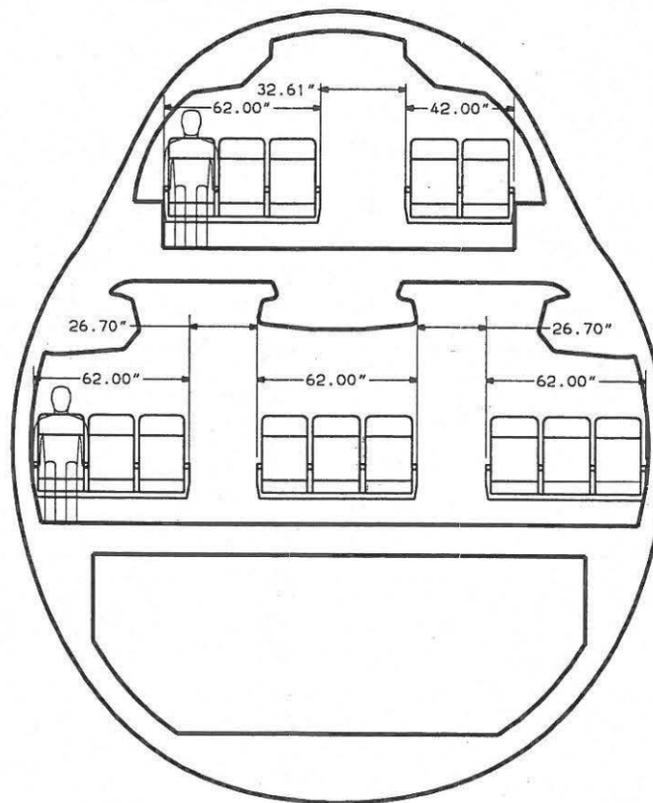


for information only	2000	DATE	NAME	Rumpfvergleich	
	01.08	SOMMER			
	EADS AIRBUS GmbH		Fh-Hamburg		SHEET

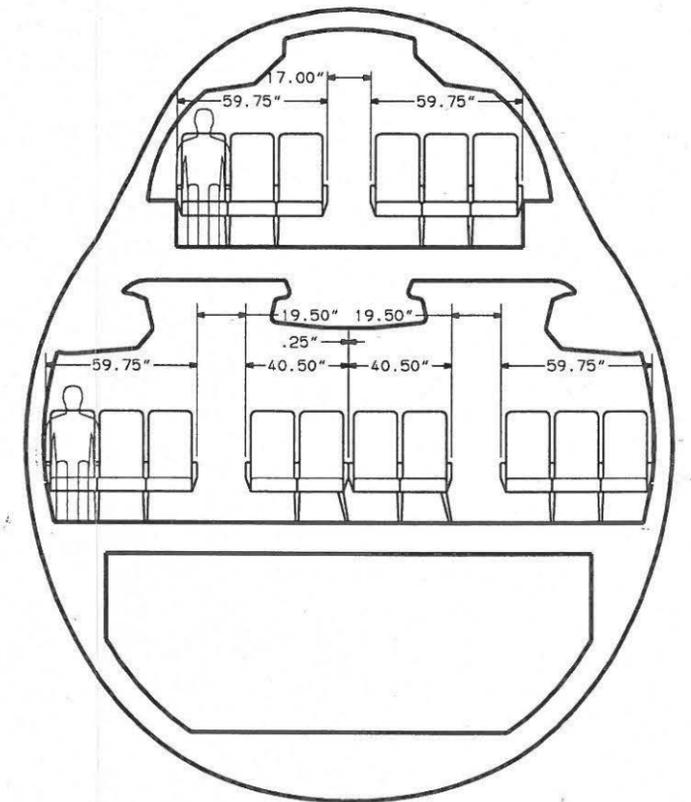
A3XX Tourist Class



B747AS in A3XX Standard

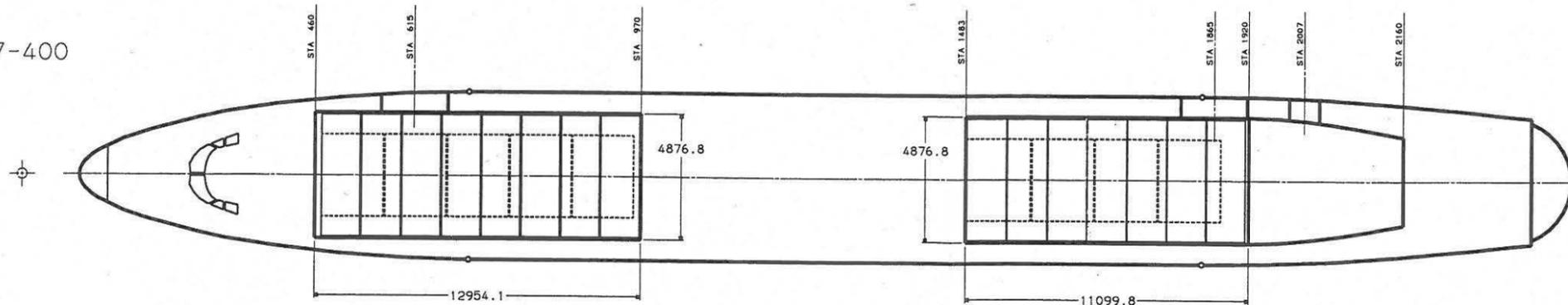


Today's B747 Tourist Class



for information only	A3XX/B747		
	DATE	NAME	Rumpfquerschnitte
	01.08	SOMMER	
	2000		
EADS AIRBUS GmbH Fh-Hamburg			Sheet 111

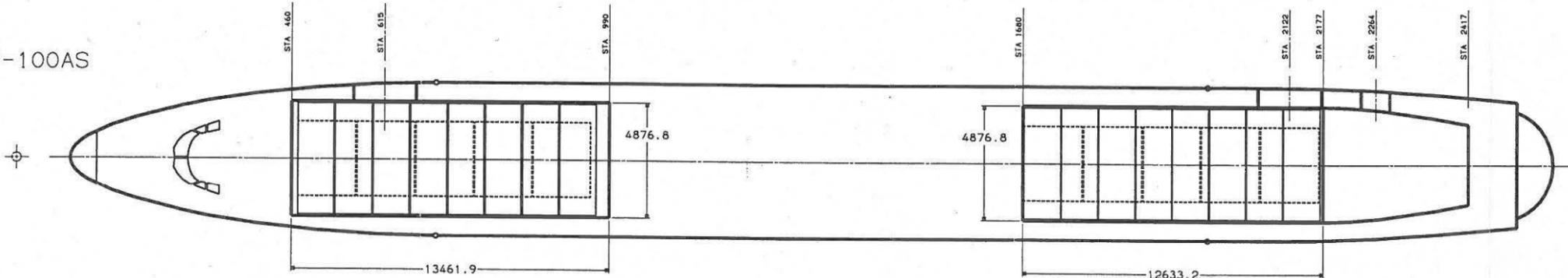
B747-400



5 Paletten

14LD3

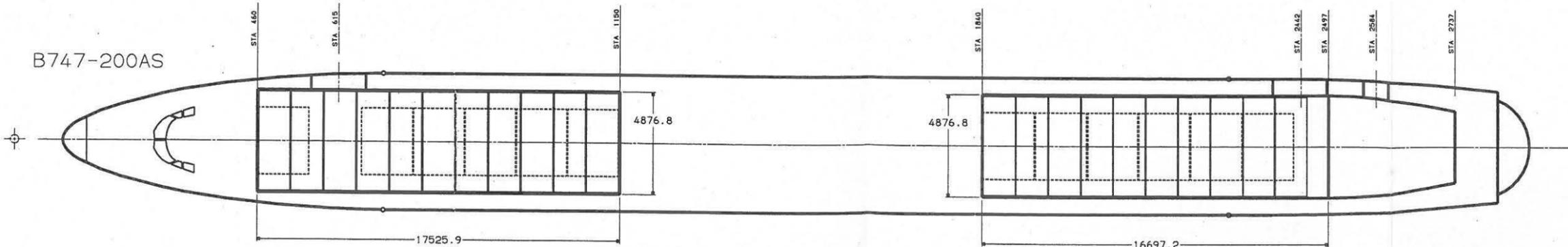
B747-100AS



5 Paletten

16LD1

B747-200AS

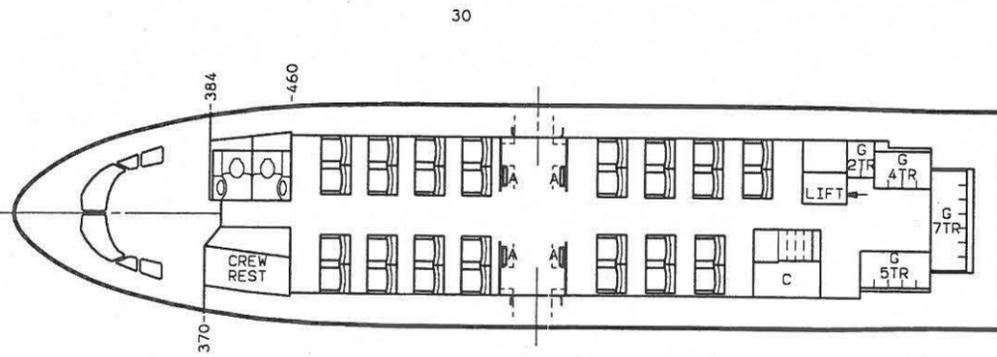


6 PALETTEN

20 LD1

for information only	2000	DATE	NAME	Frachtvergleich	SHEET
	01.08	SOMMER			
	EADS AIRBUS GmbH Fh-Hamburg				112

STA 0



12

10

17

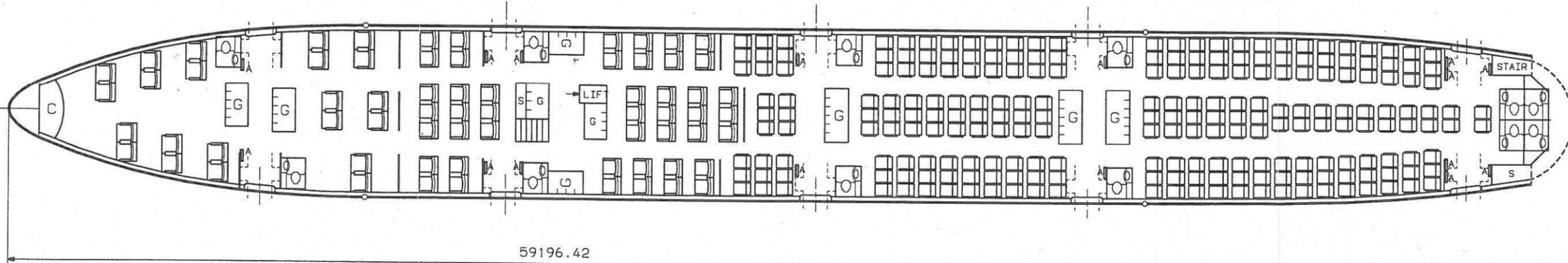
28

24

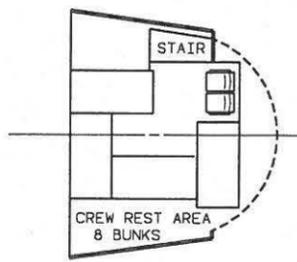
81

122

STA 0



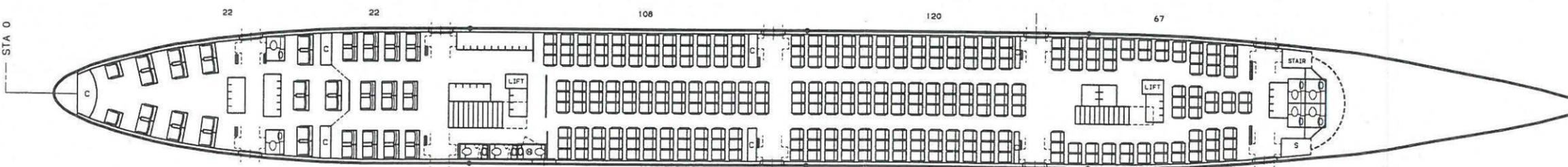
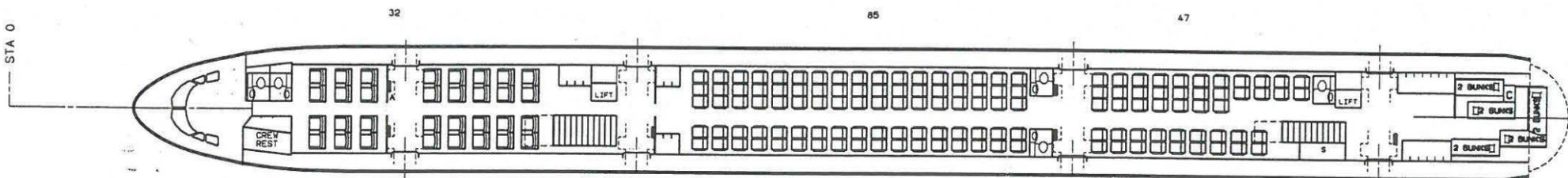
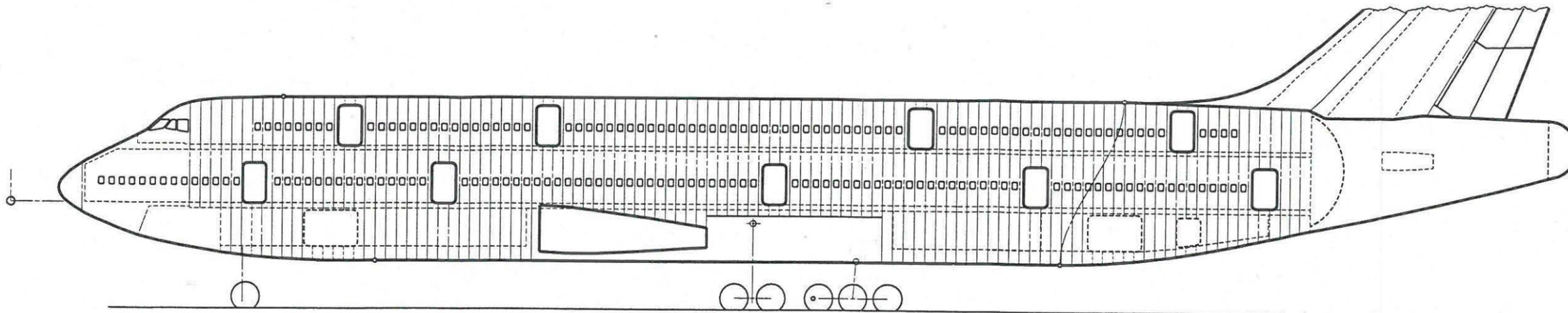
59196.42



LONG RANGE STANDARD FOR A3XX COMPETITION
WITH A3XX SEAT COMFORT

	SEATS	LAVATORY	GALLEY	ATTENDANT
FC	22	2	2	2
BC	75	4	8	8
YC	227	8	3	10
TOTAL	324	14	13	20

for information only	B747-400		
	DATE	NAME	Drei-Klassen-Bestuhlung
	01.08	SOMMER	
	EADS AIRBUS GmbH Fh-hamburg		Sheet 113



LONG RANGE STANDARD FOR A3XX COMPETITION
WITH A3XX SEAT COMFORT

	SEATS	LAVATORY	GALLEY	ATTENDANT
FC MD	22	2	11	3
BC MD	22	1	6	2
BC UD	32	2	10	3
YC UD	132	3	13	3
YC MD	295	6	30	8
TOTAL	503	14	70	19

for information only

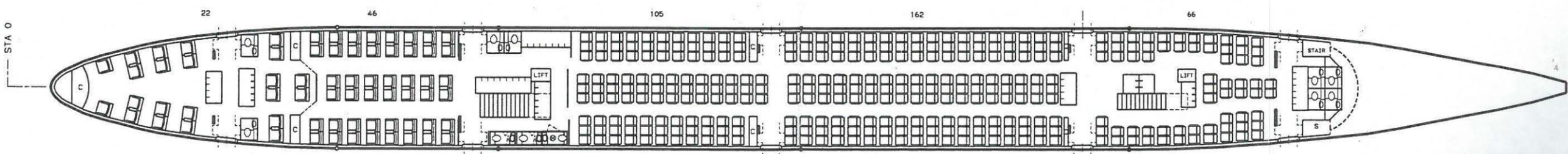
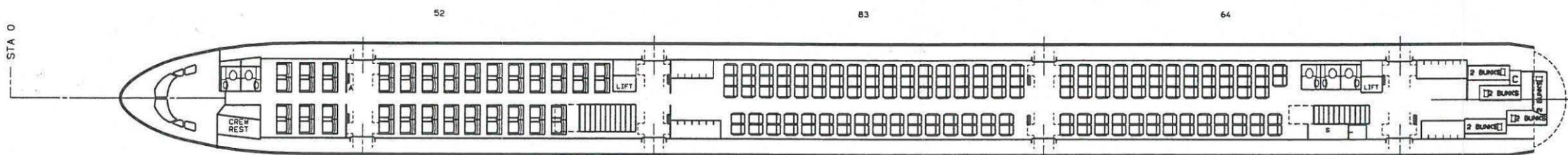
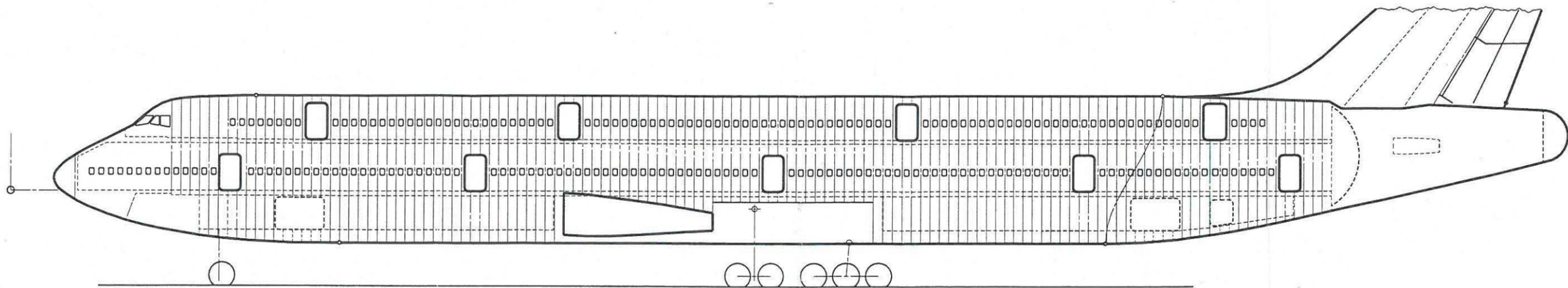
B747-100AS

2000 DATE NAME
01.08 SOMMER

Kabinenauslegung

EADS AIRBUS GmbH
Fh-Hamburg

SHEET
114



LONG RANGE STANDARD FOR A3XX COMPETITION
WITH A3XX SEAT COMFORT

	SEATS	LAVATORY	GALLEY	ATTENDANT
FC MD	22	2	11	2
BC MD	46	2	12	4
BC UD	52	2	13	4
YC UD	147	3	15	4
YC MD	333	7	33	8
TOTAL	600	16	84	22

for information only

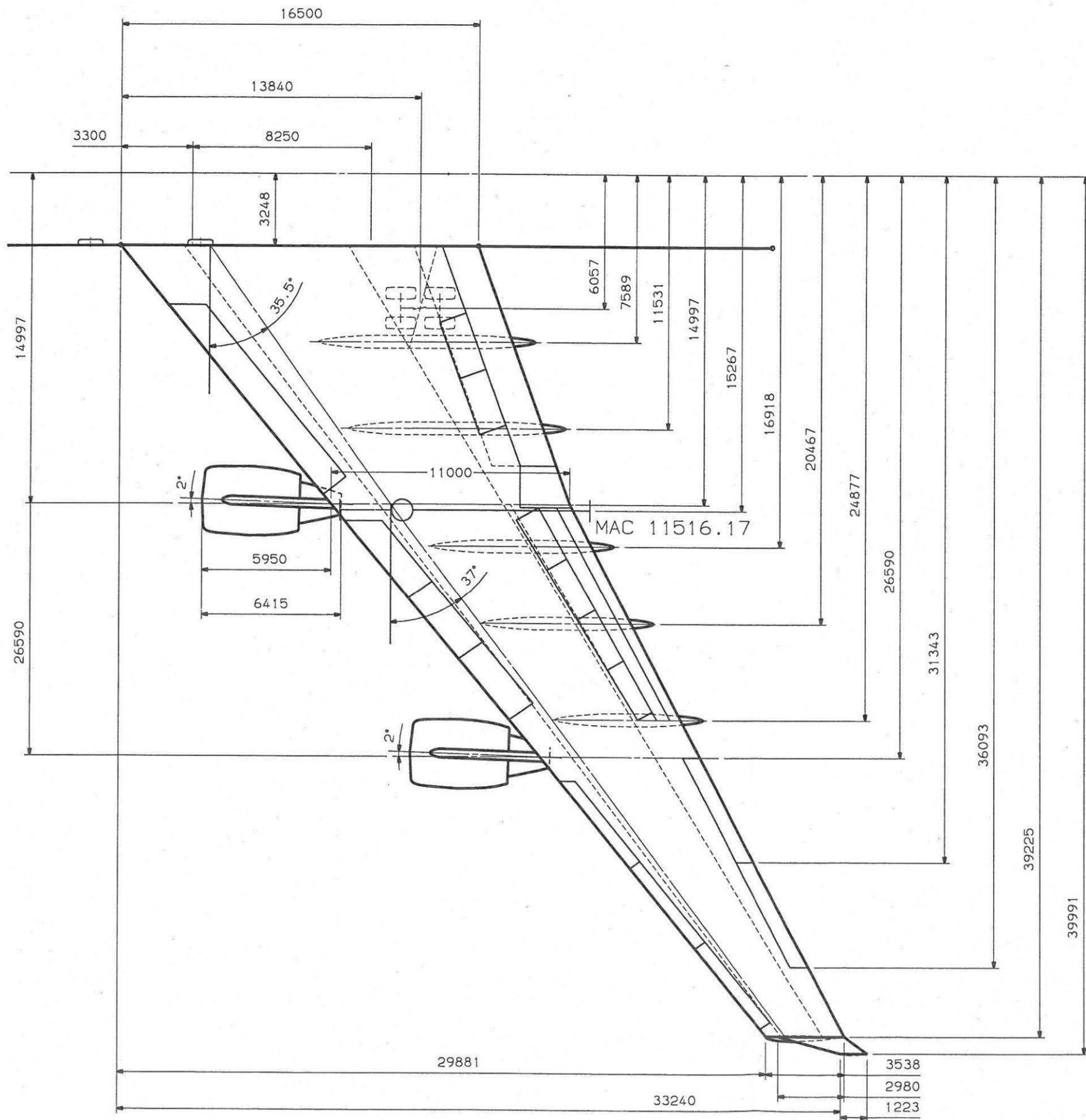
2000

DATE NAME
01.08 SOMMER

Kabinauslegung

HEADS AIRBUS GmbH
Hamburg

SHEET
115



AREA	788 m ²
SWEEP	35.5° / 37°
AR	8.12
TR	0.2
T/C	13.44
	8.0/ 8.0

FLAPS:

INBOARD: SINGLE SLOTTED
 17.9% OF CHORD AT ROOT
 25% OF CHORD AT KINK

OUTBOARD: SINGLE SLOTTED
 25% OF CHORD AT KINK
 25% OF CHORD AT TIP

FUEL-VOLUME:	
C/S:	94771 L
O/B:	147211 L
TOTAL:	241982 L

for information only	B747-AS-Familie	
	2000	01.08 SOMMER
	Fluegel	
		Sheet 116

Anhang D

Ergänzungen zur Aerodynamik

Tabelle D.1 Auftriebsbeiwerte und Gleitzahlen für die Varianten und die B747-400

L/D bei $M=0,85$, bei 35000ft

c_A	B747-100AS	B747-200AS	B747-400
0,1	6,78	6,61	5,85
0,15	9,80	9,56	8,77
0,2	12,48	12,19	11,55
0,225	13,71	13,40	12,86
0,25	14,84	14,51	14,05
0,275	15,72	15,39	14,97
0,3	16,53	16,18	15,74
0,325	17,28	16,93	16,41
0,35	18,02	17,66	17,03
0,375	18,67	18,32	17,58
0,4	19,14	18,8	18,03
0,425	19,49	19,15	18,34
0,45	19,67	19,35	18,51
0,475	19,76	19,45	18,55
0,5	19,69	19,4	18,47
0,525	19,48	19,2	18,28
0,55	19,20	18,95	18,03
0,575	18,73	18,5	17,61
0,6	18,15	17,94	17,09
0,625	17,62	17,43	16,55
0,65	17,09	16,92	15,96
0,675	16,61	16,45	15,40
0,7	16,13	15,98	14,82
0,75	15,30	15,18	13,68
0,8	14,49	14,39	12,47

Tabelle D.2 Werte für die optimale Gleitzahl

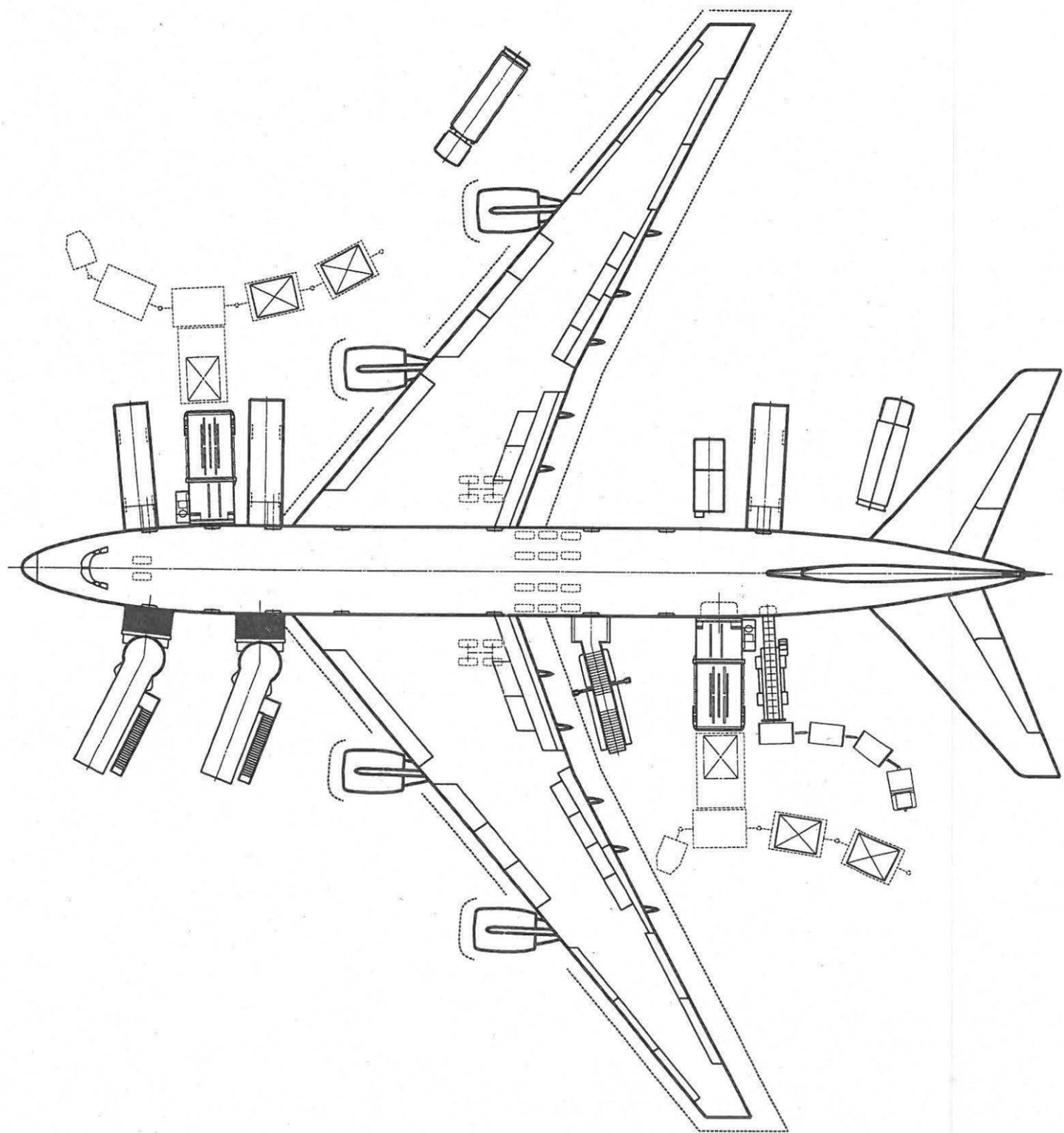
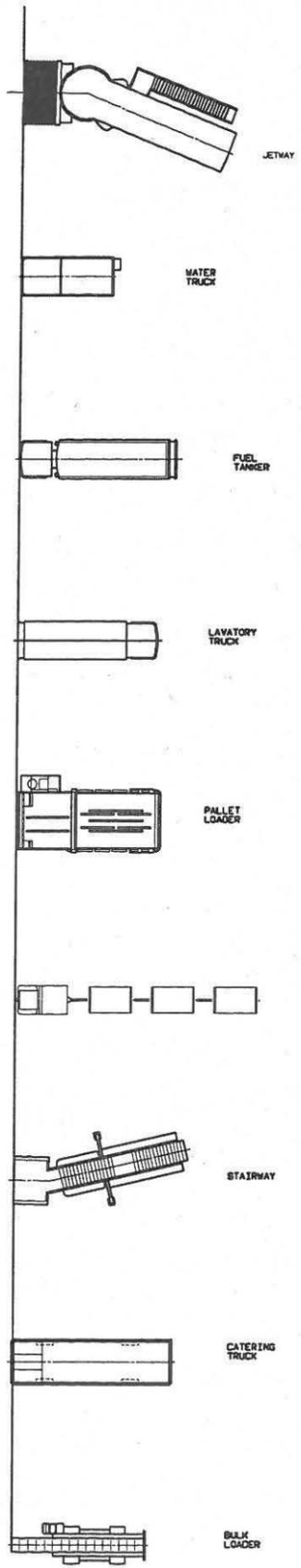
Machzahl	Optimale Gleitzahl
0,800	16,33
0,820	16,57
0,830	16,68
0,840	16,77
0,850	16,80
0,860	16,72

Anhang E

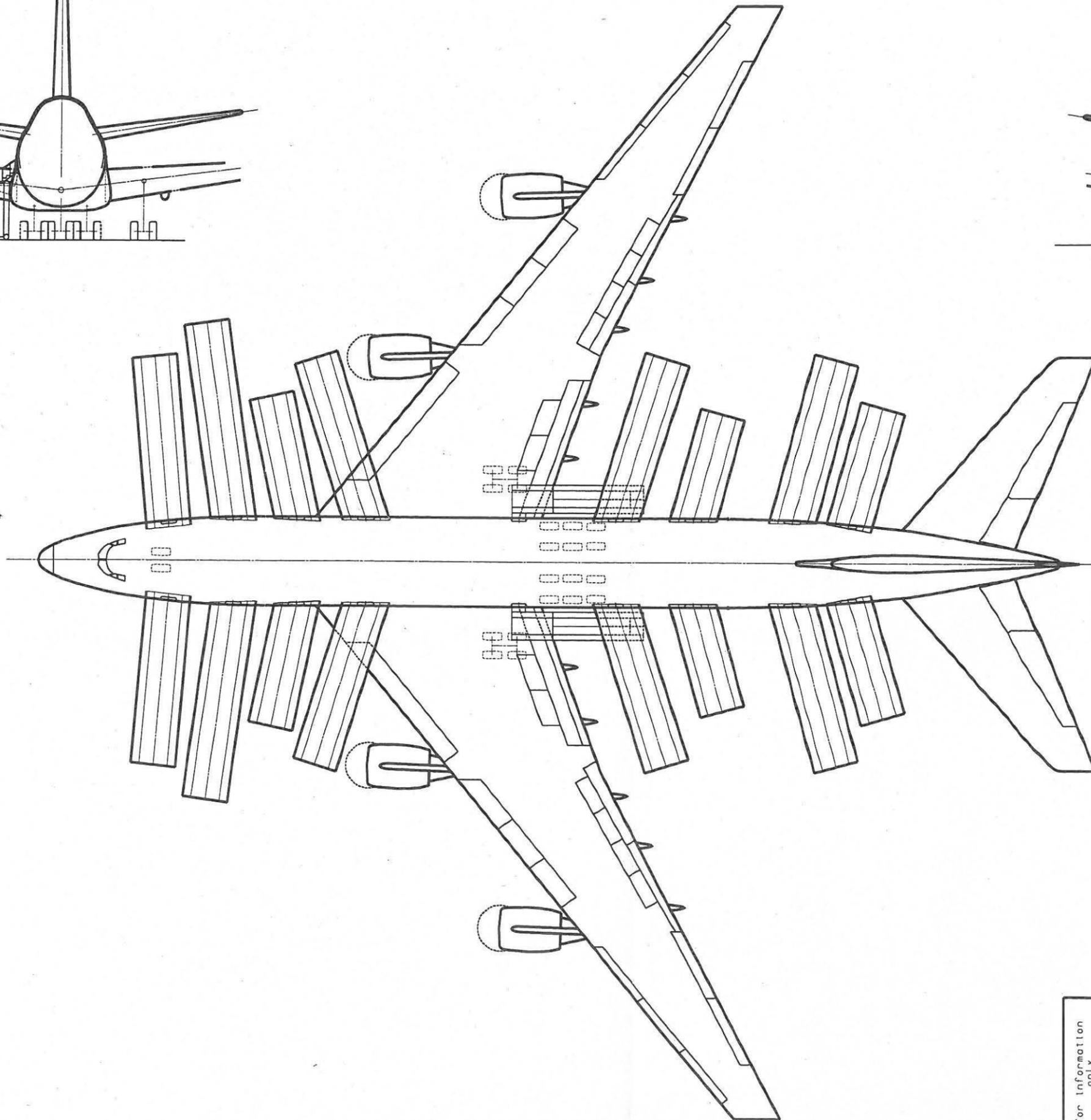
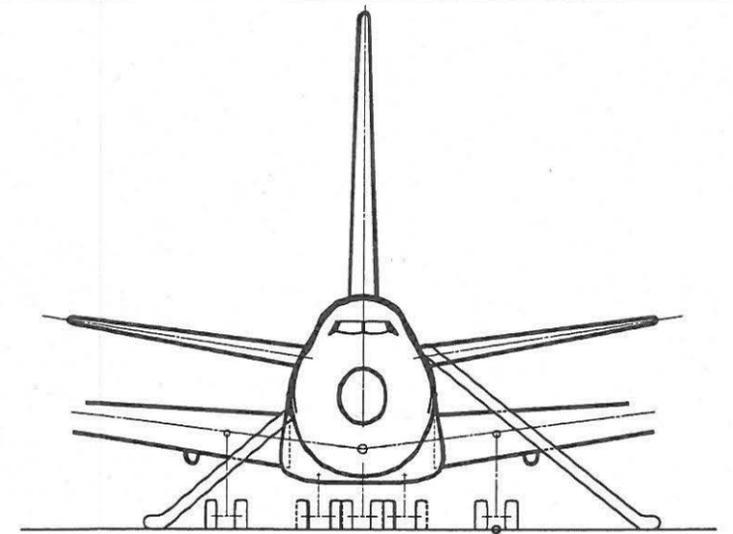
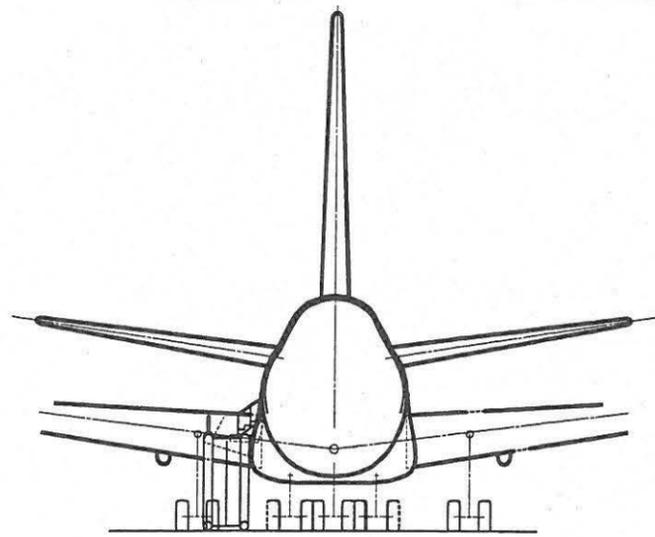
Übersicht der Operationellen Verträglichkeit

In diesem Anhang E sind auf den folgenden Seiten alle Zeichnungen zu dem Abschnitt 9 enthalten.

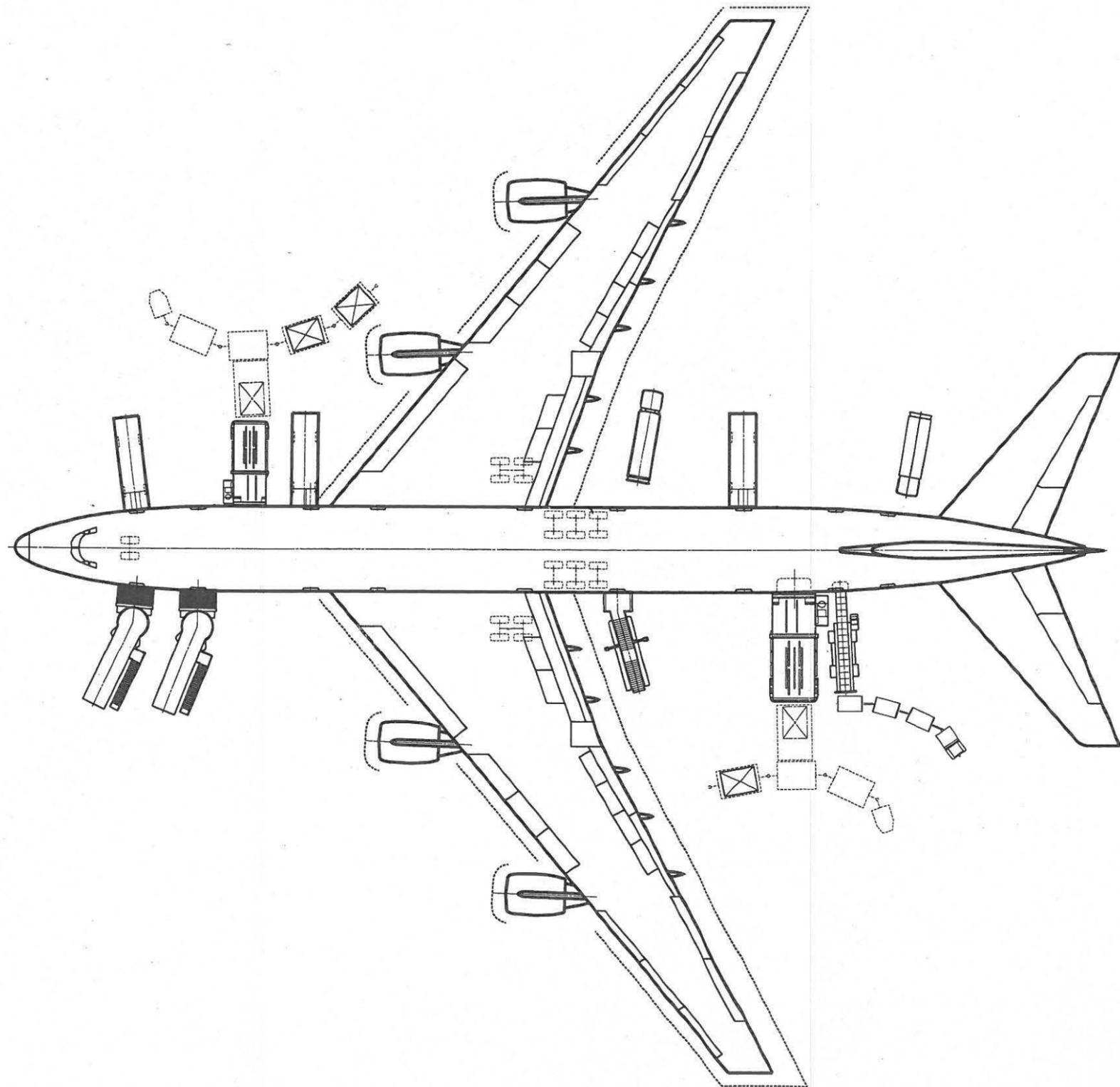
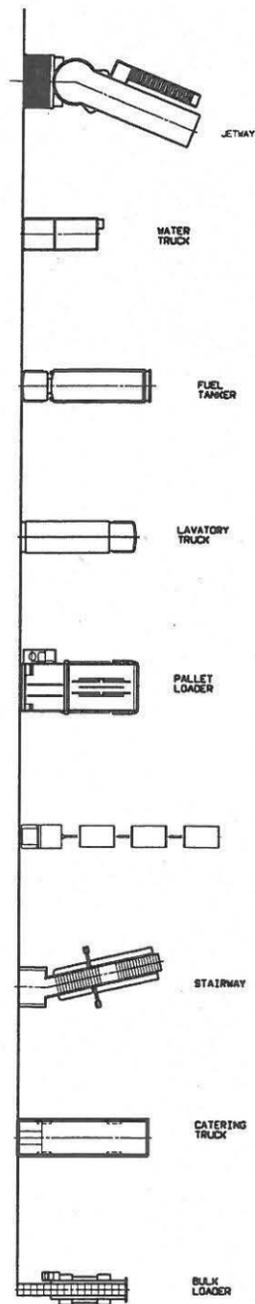
- Bodenabfertigung der B747-100AS
- Notevakuierung der B747-100AS
- Bodenabfertigung der B747-200AS
- Notevakuierung der B747-200AS
- Wendekreis der B747-100AS



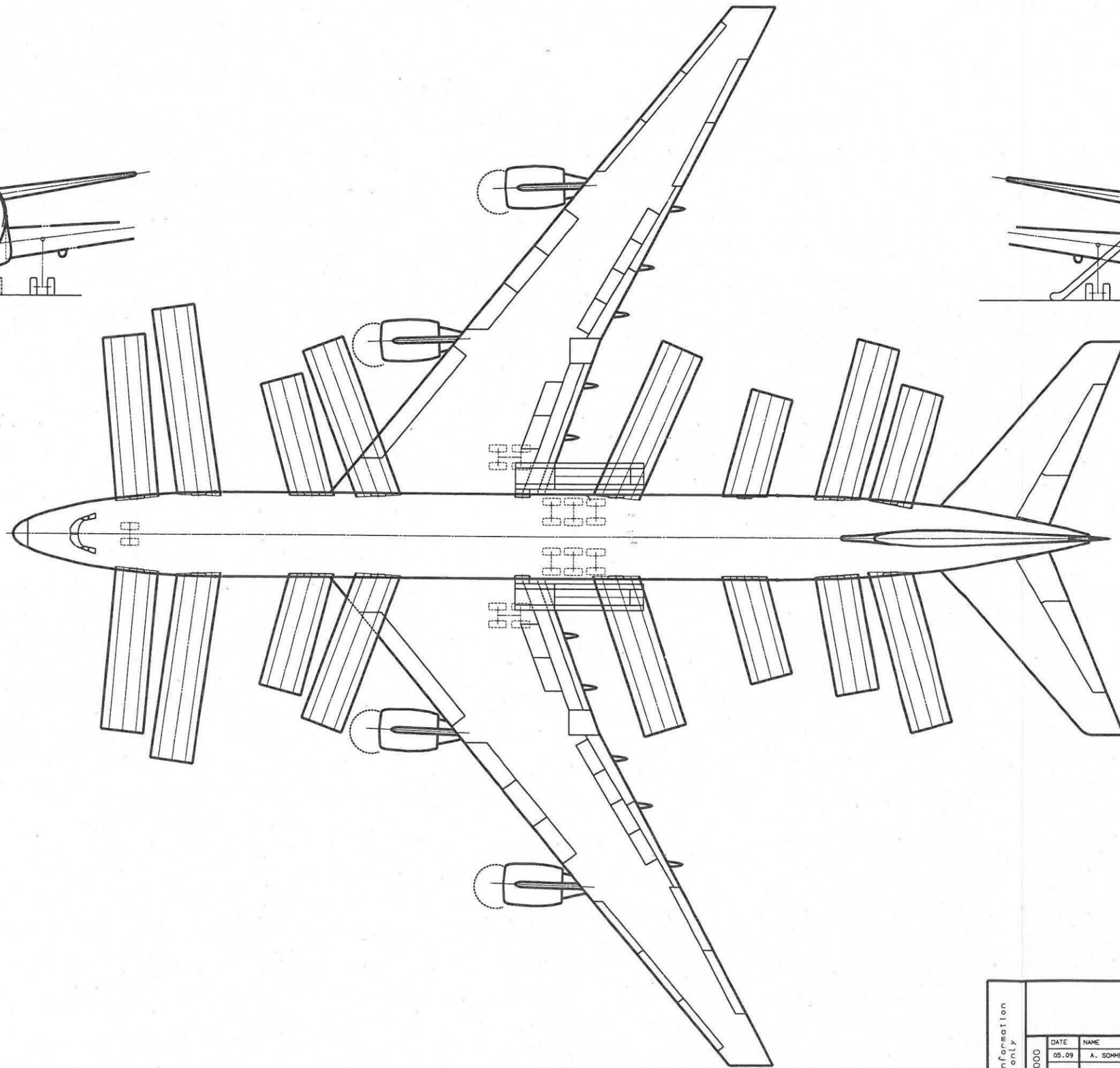
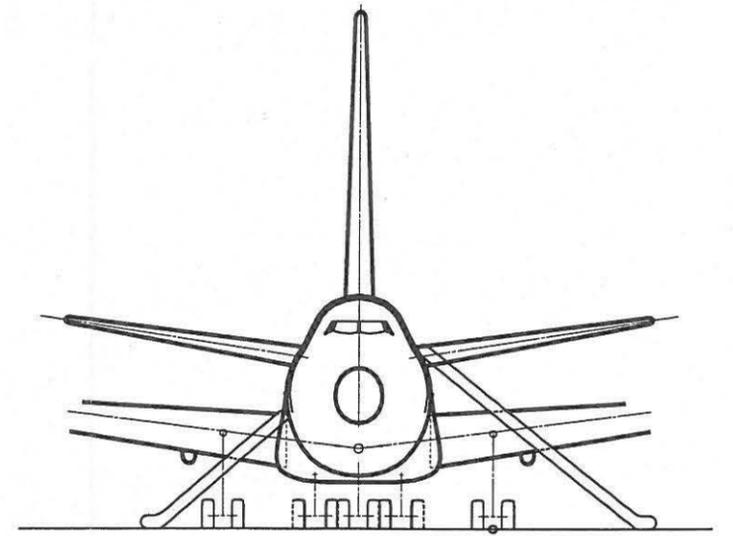
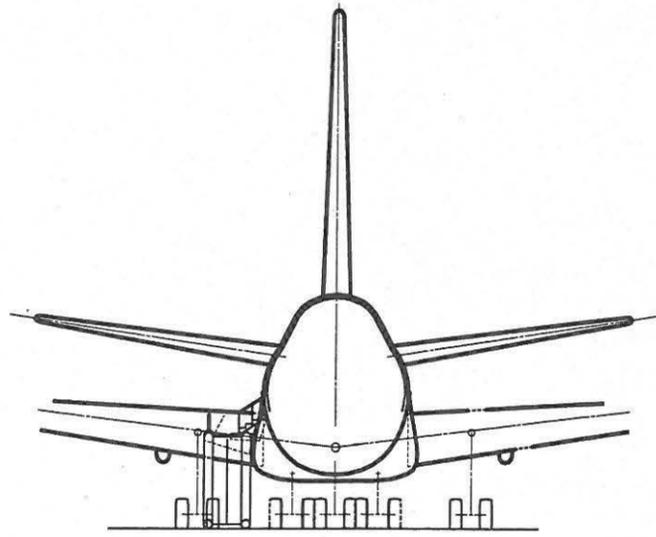
for information only	B747-100AS			
	2000	DATE	NAME	Bodenabfertigung
		05.09	A. SCHMER	
EADS AIRBUS GmbH Fh-amburg				SHEET 119



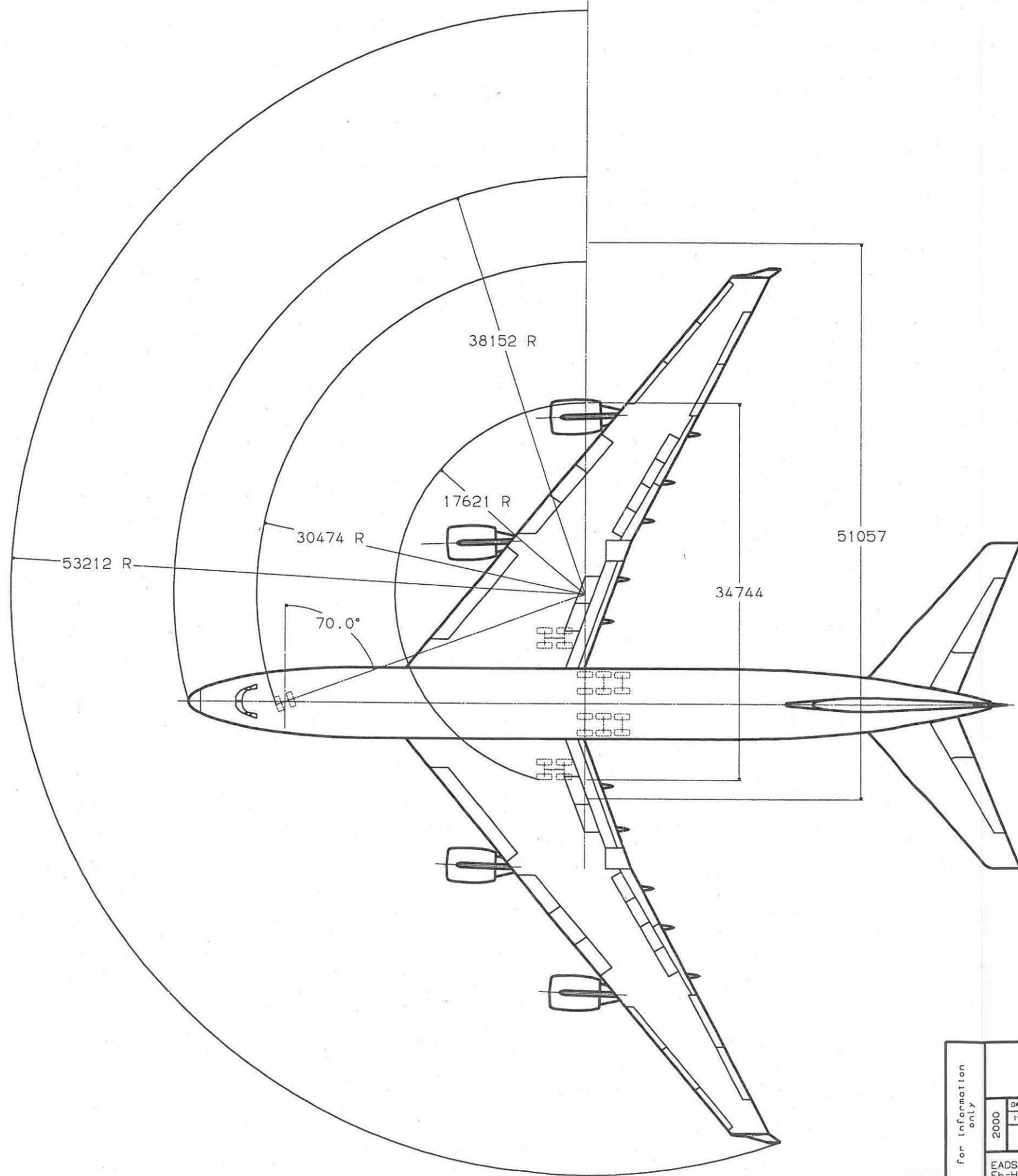
for information only	B747-100AS			
	2000	DATE	NAME	Evakuterung
		05.09	A. SOMMER	
				SHEET 120



for information only	B747-200AS		
	DATE	NAME	
	16/09	SOMMER	
	Bodenabfertigung		
2000			SHEET
EADS AIRBUS GmbH Fh-Hamburg			121



for information only	B747-200AS		Evakuterung	SHEET 122
	DATE	NAME		
	2000 05.09	A. SOMMER		
EADS AIRBUS GmbH Fh-Hamburg				



for information only	B747-100AS		
	DATE	NAME	
	2000 19/09	SCHMER	
Wendekreis			SHEET
EADS AIRBUS GMBH Fh-Hamburg			123

Anhang F

Datenausdruck des PoP- Programms, [MBB 1988]

In diesem Anhang F sind auf den folgenden Seiten die wesentlichen Ergebnisse des Fluges der 747-100AS zu dem Abschnitt 8 enthalten.

- Eingangsdaten der B747-100AS
- Reiseleistung der B747-100AS
- Segmentbetrachtung der B747-100AS
- Flugleistung der B747-100AS
- Ergebnisdaten der B747-100AS

DATA USED IN THE MISSION CALCULATION

STEERING WORD XMODE= -1. SPECIFIES CALCULATION OF RANGE FOR A GIVEN AMMOUNT OF FUEL AND A GIVEN GROSS WEIGHT

INPUTS SPECIFIC TO MODE OF CALCULATION	RAMP WEIGHT	-KG-	499480.
	TAKEOFF-GROSS-WEIGHT	-KG-	499000.
	FUEL WEIGHT	-KG-	204000.
AIRPLANE PARAMETERS	WING REF. AREA OF THE DATUM A/C	-M*M-	788.
	WING REF. AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M*M-	788.
	WETTED AREA OF THE DATUM A/C	-M*M-	3117.
	WETTED AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M*M-	1852.
	DELTA-CD (WETTED AREA & REF. AREA ADJUSTM.)		0.00000E
	NUMBER OF ENGINES		4.
PARAMETERS PERTAINING TO ENGINE PERFORMANCE	THRUST SCALING FACTOR		0.93E
	FACTOR TO ADJUST IDLE THRUST		1.00E
	FACTOR TO ADJUST MAX. CRUISE THRUST		1.00E
	FACTOR TO ADJUST MAX. CLIMB THRUST		1.00E
	FACTOR TO ADJUST MAX.CR.THR. AT HOLD COND.		1.00E
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT IDLE THRUST		0.93E
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CRUISE THRUST		0.98E
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CLIMB THRUST		0.98E
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT HOLDING		1.00E
	FACTOR TO CORRECT ADJUSTMENT OF FUEL CONS.		1.00E
ASSUMPT. FOR TAKEOFF, LANDING AND APPROACH. SOME VALUES MAY BE RECALCULATED (S. INPUT LIST)	FUEL WEIGHT FOR WARM-UP	-KG-	0.
	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF TAXI	-KG-	480.
	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF	-KG-	1596.
	FUEL WEIGHT FOR LANDING TAXI	-KG-	-0.
	TIME FOR TAKEOFF TAXI	-MIN-	7.
	APPROACH TIME (2000FT TO TOUCHDOWN)	-MIN-	5.0E
	PERCENT OF MAX. CRUISE THRUST IN APPR.	-%-	50000.
	TIME FOR LANDING TAXI	-MIN-	7.0E
ALL SPEEDS IN KCAS	SPEED AFTER TAKEOFF	-KTS-	250.
	APPROACH SPEED	-KTS-	140.
PARAMETERS FOR MISSION CALCULATION	CRUISE ALTITUDE INITIALLY SPECIFIED	-FT-	31000.
	CRUISE MACH NUMBER INITIALLY SPECIFIED		0.8E
	ALTITUDE BEGIN CLIMB	-FT-	1500.
	ALTITUDE END DESCENT	-FT-	1500.
ALL SPEEDS IN KCAS	CLIMB SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.
	DESCENT SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.
	CLIMB SPEED (IF SMALLER M-CRUISE)	-KTS-	330.
	DEVIATION FROM ISA-TEMPERATURE COND.	-DEG-	0.0E
ADDITIONAL PARAMETERS	MAX. NUMBER OF STEPS		2.
STEP CRUISE CALCULAT.	INCREMENT OF ALTITUDE FOR ONE STEP	-FT-	4000.
PARAMETERS FOR RESERVES	HOLDING		
	HOLDING ALTITUDE	-FT-	1500.
	HOLDING TIME	-MIN-	30.
	SPEED = SPEED FOR MIN. FUEL FLOW (XKVMFH = -1.)		

STEP CRUISE PERFORMANCE CALCULATION

START OF CRUISE WEIGHT : 489002.9 KG

SEGMENT	ALIT. (M)	DIST. (KM)	TIME (MIN)	F.CON.S. (KG)	VTAS (KM/H)	VCAS (KM/H)	MACH (-)	POWER-SETTING FIRST----LAST
H2CRUISE 0	9449.	787.1	51.1	12049.	924.	589.	0.850	0.83CR 0.81CR
H2CLIMB 01	10668.	880.7	6.1	1778.	907.	539.	0.850	CL
H2CRUISE 1	10668.	7131.2	413.3	85270.	907.	539.	0.850	0.94CR 0.79CR
H2CLIMB 12	11887.	7223.2	6.1	1484.	903.	491.	0.850	CL
H2CRUISE 2	11887.	13725.8	432.1	73651.	903.	491.	0.850	0.94CR 0.79CR

SEGMENT	LIFT COEFF. FIRST--LAST		DRAG COEFF. FIRST---LAST	
H2CRUISE 0	0.419	0.408	0.0216	0.0212
H2CLIMB 01				
H2CRUISE 1	0.490	0.402	0.0252	0.0212
H2CLIMB 12				
H2CRUISE 2	0.486	0.394	0.0252	0.0212

MISSION PERFORMANCE CALCULATION

SEGMENT	ALTITUDE (M)	DISTANCE (KM)	TIME (MIN)	FUEL CONS. (KG)	VTAS (KM/H)	VCAS (KM/H)	MACH	PSETT (-)
A STARTUP	0.	0.0	0.0	0.	0.	0.	0.000	-
B TAXI	0.	0.0	7.0	480.	0.	0.	0.000	-
C T-OFF 1500	457.	0.0	9.3	1597.	473.	463.	0.388	T.0
D ACCEL.	457.	0.0	9.3	0.	473.	463.	0.388	CL
E CL10000	3048.	27.3	12.6	1775.	535.	463.	0.452	CL
F ACCEL.	3048.	37.1	13.5	487.	702.	611.	0.594	CL
G CLCRUIS-A	9449.	254.4	29.0	6139.	924.	589.	0.850	CL
H1ACCEL.	9449.	254.4	29.0	0.	924.	589.	0.850	CL
H2CRUISE	11887.	13980.1	937.7	174231.	903.	491.	0.850	0.830
H3DECEL.	11887.	13980.1	937.7	0.	903.	491.	0.850	1.00I
I DESC10000	3048.	14133.5	948.8	399.	702.	372.	0.594	1.00I

J DECEL	3048.	14148.1	950.2	54.	535.	463.	0.452	1.00I
K DESC 1500	457.	14208.8	957.4	292.	473.	463.	0.388	1.00I
L DECEL	457.	14224.9	960.1	123.	265.	259.	0.217	1.00I
M APPROACH	457.	14224.9	965.1	500.	265.	259.	0.217	0.00C
N TAXI	0.	14224.9	972.1	354.	0.	0.	0.000	-

CRUISE DISTANCE (H1-H3)	13725.8	KM	=	7411.3	NM			
CRUISE FUEL (H1-H3)	174231.1	KG	=	384107.4	LB			
STAGE DISTANCE (D-L)	14224.9	KM	=	7680.8	NM			
BLOCK FUEL (A-N)	186430.5	KG	=	411001.9	LB			
BLOCKTIME (B-N)	972.13	MIN	=	16.202	H (0.0MIN ATA-ALLOW.INCL			

RESERVE FUEL (INCL. 849. KG FOR OVERSHOOT)	17923.	KG	=	39513.	L			

FUEL FOR HOLD (CONDITIONS SEE INPUT-DATA)	2764.	KG	=	6095.	L			
	VHOLD	288.	KM/H	=	156.	K		

FUEL FOR DIVERSION (S.INPUT DATA FOR PARAMETERS)	5030.	KG	=	11090.	L			
	VDIV	683.	KM/H	=	369.	K		

SPEC.FRACTION (5.0 %) OF MISS.FUEL (C-M, INCL)	9280.	KG	=	20458.	L			

TOTAL FUEL (TAXI-IN FUEL TAKEN FROM RESERVES)	204000.	KG	=	449735.	L			

CLIMB SPEED (KCAS) = 330.00 ! MACH CLIMB = 0.8500
DESC. SPEED (KCAS) = 330.00 ! MACH DESC. = 0.8500
MMO/VMO(KCAS) = 0.8900/ 360.00 ! MACH CRUISE = 0.8500

THE WEIGHT ITERATION CONVERGES IN 0 STEPS TO
TOGW = 499000.0 (KP) FOR A WING OF S = 788.000 (M*M) WHICH
GIVES A WINGLOADING OF TOGW/S = 633.249 (KP/M*M)