

university of applied sciences
gegr. 1970 fachhochschule hamburg
FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK

FAHRZEUGTECHNIK

Diplomarbeit

Konzeptuntersuchungen zu Transportflugzeugen
mit Antrieben auf Wasserstoffbasis

in Zusammenarbeit mit:

EADS Airbus Deutschland GmbH, Hamburg

Verfasser: Constantin Jencquel
Abgabedatum 11.03.2001



Fachhochschule Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik
Berliner Tor 5
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

EADS Airbus Deutschland GmbH
EZA 1
Kreetslag 10
D – 21111 Hamburg

Verfasser: Constantin Jencquel
Abgabedatum | 1.03.2001

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

Industrieller Betreuer: Dipl.-Ing. Eric Prenzel

Konzeptuntersuchungen zu Transportflugzeugen mit Antrieben auf Wasserstoffbasis

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

Hintergrund

Alle bisherigen Arbeiten zur Verwendung von Alternativkraftstoffen bei der DASA gingen von der Modifizierung existierender Flugzeuge aus und betrachteten veränderte Konzepte bis hin zu unkonventionellen Konfigurationen nur am Rande. Grund dafür war neben der kurzfristig möglichen Realisierung eines entsprechenden Versuchsträgers vor allem, daß sich in der Entwicklung der kommerziellen Luftfahrt die Drachenkonfiguration mit Nutzlast im Rumpf, Integraltanks im Flügel und getrennten Leitwerken als technische Standardlösung für Transportflugzeuge durchgesetzt hatte. Dieses Konzept, das unter den bestehenden Randbedingungen und Forderungen in allen Marktsegmenten und bei allen Herstellern zu den wirtschaftlichsten Lösungen geführt hat, muß jedoch nicht zwangsläufig erhalten bleiben, wenn sich wesentliche Parameter verändern.

Aufgabe

Die Arbeit soll zeigen, welche Möglichkeiten bzw. Notwendigkeiten für die Gesamtkonfiguration aus der Verwendung verflüssigter Gase für den Antrieb entstehen können. Die Aufgabe umfaßt im einzelnen:

- Zusammenstellung von Standards und Anforderungen für ein zukünftiges Kurz-/Mittelstreckenflugzeug im 200-Sitzer Bereich.
- Ableitung und Beschreibung konfigurationsverändernder Parameter, die aus der Berücksichtigung von Flüssigwasserstoff resultieren.
- Darstellung und qualitative Analyse alternativer Flugzeugkonzepte.
- Auswahl, Entwurf und Beschreibung einer für Flüssigwasserstoff nach Vorentwurfskriterien optimierten Konfiguration unter Abschätzung von Aerodynamik, Gewichten und resultierenden Flugleistungen sowie der Einbeziehung von Weiterentwicklungskriterien (Familienkonzept).
- Vergleich mit einer konventionellen auf Kerosin basierenden Konfiguration unter Berücksichtigung sich verändernder wirtschaftlicher Randbedingungen.

Alle Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert, erläutert und diskutiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Kurzreferat

Flüssiger Wasserstoff kann auch im Flugzeugbau eine Alternative für die zur Neige gehenden, auf fossilen Ressourcen basierenden, Kraftstoffe sein. Allerdings muß in Entwürfen bei gleichem Energiebedarf dann ein viermal größeres Tankvolumen vorgesehen werden. Die Grenzen der bisherigen Unterbringung im Flügel, die bei einem ausgewogenen Entwurf durch das Gleichgewicht zwischen auftriebserzeugender Flächengröße und Volumenbedarf bestimmt sind, werden damit weit überschritten.

Als Ergänzung zu bisherigen Arbeiten, die vom konventionellen Grundkonzept heutiger Transportflugzeuge ausgehen, betrachtet und bewertet die vorliegende Studie alternative Gesamtkonzepte und zeigt eine resultierende, technisch und wirtschaftlich realisierbare Flugzeugkonfiguration für ein zukünftiges Standard-Mittelstreckenflugzeug.

Eine erste Analyse zeigt, daß dieser Alternativentwurf gegenüber der konventionellern kerosinbetriebenen Basis vergleichbare Eigenschaften und Leistungen aufweist. Dieses gilt bei der langfristig zu erwartenden Kraftstoffpreisentwicklung auch für die Betriebskosten.

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	8
Verzeichnis der Tabellen	11
Liste der Symbole	12
Liste der Abkürzungen	13
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen	14
1 Einleitung	15
1.1 Motivation.....	15
1.2 Ziel der Arbeit.....	17
1.3 Aufbau der Arbeit	17
2 Auslegungsbedingungen	19
2.1 Standards und Anforderungen	21
2.2 Referenz- und Basisentwurf	22
3 Konzeptentwicklung	24
3.1 Konzeptionelle Studien.....	26
3.1.1 Konfiguration Crp_1	27
3.1.2 Konfiguration Crp_2.....	27
3.1.3 Konfiguration Crp_3.....	28
3.1.4 Konfiguration Crp_4.....	30
3.1.5 Konfiguration Crp_5.....	31
3.1.6 Konfiguration Crp_6.....	33
3.1.7 Konfiguration Crp_7.....	34
3.2 Analyse und Anpassung der Konzepte	36
3.2.1 Aerodynamische Analyse und Optimierung.....	36
3.2.2 Bodenabfertigung und Zugänglichkeiten	46
3.3 Konzeptbewertung.....	59
3.3.1 Crp_1	59
3.3.2 Crp_2	60
3.3.3 Crp_3	61
3.3.4 Crp_4	63
3.3.5 Crp_5	63
3.3.6 Crp_7	65
3.3.7 Zusammenfassende Bewertung der Konzepte	66
3.4 Konzeptauswahl.....	69

4	Konfigurationsentwicklung	71
4.1	Rumpfauslegung	71
4.2	Flügelauslegung	75
4.3	Leitwerksauslegung	81
4.4	Fahrwerksauslegung	84
5	Schwerpunkt und Gewicht	86
6	Familienkonzept	95
6.1	Basisflugzeug.....	95
6.2	Gestreckte Variante	98
7	Flugleistungen und Wirtschaftlichkeit	98
7.1	Flugleistungen.....	98
7.2	Wirtschaftlichkeit	102
8	Zusammenfassung	106
	Literaturverzeichnis	108
	Anhang A Design Standards for Medium Range Commercial Transports	110
	Anhang B Design Requirements for Medium Range Commercial Transports	121
	Anhang C Missionsdatensatz des POP-Programms	128
	Anhang D Seitenleitwerksauslegung	137
	Anhang E Drei-Seiten-Ansicht der LH2001	141

Verzeichnis der Bilder

Bild 1.1	Prognose: Rohölförderung und –verfügbarkeit	16
Bild 1.2	Verhältnisse von Nutzlast und Kraftstoffvolumen existierender Flugzeuge	17
Bild 1.3	Vorgehensweise	19
Bild 2.1	Rumpfqerschnitt der A320-Familie (Komfortstandard)	20
Bild 2.2	Typische Anforderungen von Flugzeugkategorien	21
Bild 2.3	Familienkonzept für Kurz- und Mittelstrecke	21
Bild 2.4	Übersichtszeichnung TE 322	23
Bild 2.5	Spantsystem, Sitzlayout und Frachträume der TE 322	24
Bild 3.1	Crp_1 als 3D-„Solid Works“-Modell	26
Bild 3.2	3-Seitenansicht Crp_1	27
Bild 3.3	Crp_2 als 3D-„Solid Works“-Modell	28
Bild 3.4	3-Seitenansicht Crp_2	29
Bild 3.5	Doppeldeckerprinzip	29
Bild 3.6	„Boxwing“-Prinzip	30
Bild 3.7	„Joined Wing“-Prinzip	30
Bild 3.8	Crp_3 als 3D „Solid Works“-Modell	30
Bild 3.9	3-Seitenansicht Crp_3	31
Bild 3.10	Crp_4 als 3D „Solid Works“-Modell	31
Bild 3.11	3-Seitenansicht Crp_4	32
Bild 3.12	Crp_5 als 3D „Solid Works“-Modell	33
Bild 3.13	3-Seitenansicht Crp_5	33
Bild 3.14	Crp_5, Tankanordnung im Flügel	34
Bild 3.15	Crp_6 als 3D „Solid Works“-Modell	34
Bild 3.16	Crp_1 als 3D „Solid Works“-Modell	35
Bild 3.17	3-Seitenansicht Crp_7	36
Bild 3.18	Crp_7, Tankanordnung im Flügel	36
Bild 3.19	Querschnittsermittlung mit <i>Solid Works</i>	38
Bild 3.20	Oberflächenermittlung mit <i>Solid Works</i>	38
Bild 3.21	TE 322, Flächenquerschnittsverteilung	39
Bild 3.22	Crp_1, optimierte Flächenquerschnittsverteilung	40
Bild 3.23	Crp_2, optimierte Flächenquerschnittsverteilung	41
Bild 3.24	Crp_3, optimierte Flächenquerschnittsverteilung	42
Bild 3.25	Crp_4, optimierte Flächenquerschnittsverteilung	43
Bild 3.26	Crp_5, optimierte Flächenquerschnittsverteilung	44
Bild 3.27	Crp_7, optimierte Flächenquerschnittsverteilung	45
Bild 3.28	Gesamtvolumen	46
Bild 3.29	bespülte Oberflächen	46

Bild 3.30	Crp_1, Ground Handling	48
Bild 3.31	Crp_1, Ground Handling als 3D-“Solid-Works”-Modell.....	49
Bild 3.32	Crp_2, Ground Handling	50
Bild 3.33	Crp_2, Ground Handling als 3D-“Solid-Works”-Modell.....	51
Bild 3.34	Crp_3, Ground Handling	52
Bild 3.35	Crp_3, Ground Handling als 3D-“Solid-Works”-Modell.....	53
Bild 3.36	Crp_4, Ground Handling	54
Bild 3.37	Crp_4, Ground Handling als 3D-“Solid-Works”-Modell.....	55
Bild 3.38	Crp_5, Ground Handling	56
Bild 3.39	Crp_5, Ground Handling als 3D-“Solid-Works”-Modell.....	57
Bild 3.40	Crp_7, Ground Handling	58
Bild 3.41	Crp_7, Ground Handling als 3D-“Solid-Works”-Modell.....	59
Bild 3.42	Crp_1, Notevakuierung.....	61
Bild 3.43	Crp_2, Notevakuierung.....	62
Bild 3.44	Crp_3, Notevakuierung.....	63
Bild 3.45	Crp_3, angepasstes Sitzlayout	63
Bild 3.46	Crp_4, Notevakuierung.....	64
Bild 3.47	Crp_5, Notevakuierung.....	65
Bild 3.48	Crp_7, Notevakuierung.....	66
Bild 3.49	Konzeptauswahl.....	71
Bild 4.1	Rumpfqerschnitte im Vergleich.....	72
Bild 4.2	mögliche Rumpfqerschnitte.....	73
Bild 4.3	Seitenansicht des Rumpfes	75
Bild 4.4	Kabinenauslegung.....	75
Bild 4.5	Gleitzahl und Flughöhe in Abhängigkeit zum Auftriebsbeiwert.....	76
Bild 4.6	Zusammenhang von Flügelpfeilung und relativer Profildicke	77
Bild 4.7	Auswirkungen der Flügelpfeilung auf Tankvolumen und Flügelgewicht.....	78
Bild 4.8	Reichweite und Flügelgewicht im Verhältnis zur Flügelpfeilung.....	78
Bild 4.9	Gleitzahl und Auftriebsbeiwert bei verschiedenen Spannweiten	79
Bild 4.10	Verhältnis von Spannweite zu Flügelmasse	79
Bild 4.11	Reichweite in Abhängigkeit von Gewicht und aerodynamischer Güte.....	80
Bild 4.12	Flügelvariationen	81
Bild 4.13	Fahrwerksgeometrie der BAe 146.....	83
Bild 4.14	Lockheed C 130	84
Bild 4.15	Fahrwerksanordnung	84
Bild 5.1	Schwerpunkte der A322-X1	91
Bild 5.2	Schwerpunktssituation.....	93
Bild 6.1	Dreiseitenansicht LH2001-200.....	94
Bild 6.2	LH2001 als 3D-Solid Works-Modell.....	95

Bild 6.3	LH2001 als 3D- <i>Solid Works</i> -Modell	95
Bild 6.4	LH2001-200 Tankanordnung	96
Bild 6.5	LH2001 Familienkonzept	97
Bild 6.6	Kabinenauslegung für Basis und gestreckte Version	97
Bild 7.1	Flügel-Triebwerksabstimmung	100
Bild 7.2	Nutzlast-Reichweiten-Diagramm	102
Bild 7.3	Kraftstoffkostenprognose	103
Bild 7.4	Kraftstoffkosten für 1000nm	105
Bild 7.5	Gesamtbetriebskosten für 1000nm	105
Bild 8.1	LH2001 Gesamtansicht als 3D-„ <i>Solid Works</i> “-Modell	107

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 3.1	Vor- und Nachteile der Konzeptentwürfe	67
Tabelle 4.1	Seitenleitwerksfläche der LH2001 für T-Leitwerkskonzept.....	83
Tabelle 5.1	Rumpfmasse mit Tankstruktur	88
Tabelle 5.2	Massenermittlung der „Operator Items“	89
Tabelle 5.3	Eingangsparameter für das Flügelmassenarbeitsblatt	89
Tabelle 5.4	Flügelmassenermittlung	90
Tabelle 5.5	Berechnung des Gesamtschwerpunktes	92
Tabelle 7.1	Hauptdaten und Charakteristika für LH2001 und die Referenz.....	99
Tabelle 7.2	Triebwerkshauptdaten	101
Tabelle 7.3	Hauptdaten zur Betriebskostenrechnung.....	104

Liste der Symbole

A	Streckung
b	Spannweite
c	Profiltiefe
ca	Auftriebbeiwert
ca_{\max}	maximaler Auftriebbeiwert
cw	Widerstandsbeiwert
l	Länge bzw. Hebelarm
L/D	Gleitzahl
M	Machzahl
t/c	relative Profildicke
<i>cwo</i>	Nullwiderstandsbeiwert
<i>HLW</i>	Höhenleitwerk
<i>max</i>	Maximum
<i>SLW</i>	Seitenleitwerk
<i>sweep</i>	Pfeilung
<i>T</i>	Schub (Thrust)
<i>W</i>	Widerstand

Liste der Abkürzungen

ρ	Dichte in Abhängigkeit der Höhe
Λ	Flügelstreckung
φ	Pfeilung
λ	Zuspitzung
ν	V-Winkel
AC	Flugzeug (Aircraft)
AI	Airbus Industrie
BF	Block fuel (Relative Blockkraftstoff)
C	Profillänge
COC	Betriebskosten
Crp	Cryoplane für Wasserstoffkonzepte
DA	Deutsche Airbus
DOC	Direkte Betriebskosten
EC-Class	Economy-Class
Engine	Triebwerk
F	Kraft (force)
ft	feet (1ft = 0,3048m)
g	Erdbeschleunigung
kerosene	Flugbenzin
kg	Kilogramm
lb	libras (Englisches Pfund, 1lb = 0,4536kg)
lbf	force libras (engl. Kraftpfund, 1lbf = 4,44288N)
M	Masse
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MLW	Maximum Landing Weight
MTOW	Maximum Take Off Weight
MWE	Manufacture Weight Empty
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight
N	Newton
nm	Nautische Meilen (1nm = 1852m)
OEW	Operating Empty Weight
pass	Passagier

pax	Passagiere
POP	Parametrisches Optimierungs Programm
R	Reichweite
Range	Reichweite
RF	Reichweitenfaktor (R ange f actor Breguet)
S	Fläche
SFC	Spezifischer Kraftstoffverbrauch (S pecific F uel C onsumption)
Thrust	Triebwerksschub
TSFC	Schubbezogener Spezifischer Kraftstoffverbrauch
TW	Triebwerk
v	Fluggeschwindigkeit
V	Volumen
volume ratio	Volumenverhältnis
Vol.Coeffic.	Leitwerksvolumenkoeffizient

1. Einleitung

1.1 Motivation

Jeder Entwurf von zivilen Verkehrsflugzeugen ist das Ergebnis eines Kompromisses aus

- spezifischen Anforderungen (Markt, Vorschriften, Infrastruktur)
- äußeren Gegebenheiten (Umwelt, Ressourcen)
- technischen Möglichkeiten (Fähigkeiten, Technologien)

und

- wirtschaftlichen Notwendigkeiten (Kosten).

Unter den heutigen Bedingungen hat sich dabei als Standardkonfiguration für Flugzeuge mit mehr als 100 Passagieren der Tiefdecker mit konventionellem Leitwerk und Triebwerken unter dem Flügel durchgesetzt. Alle neuen Passagierflugzeuge entsprechen diesem Konzept, je nach Transportaufgabe mit unterschiedlicher Form und Größe der Komponenten.

Nur erhebliche Veränderungen in einem der oben genannten Bereiche werden deshalb zu neuen Konzepten führen.

Eine der absehbaren Veränderungen betrifft die äußeren Gegebenheiten und ist die zukünftige Verfügbarkeit fossiler Brennstoffe (siehe Bild 1.1). Neben einer Verknappung und dadurch steigender Preise muss langfristig davon ausgegangen werden, dass auf Erdöl basierende Treibstoffe überhaupt nicht mehr zur Verfügung stehen. Sie müssen also durch andere, möglichst durch regenerative Energieträger, ersetzt werden.

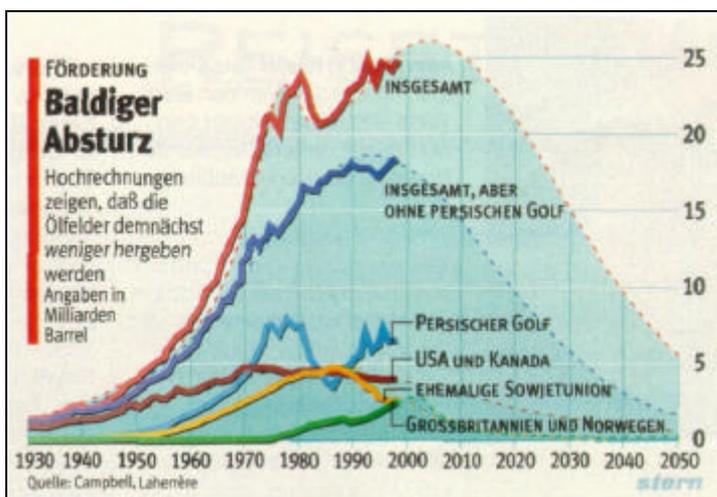


Bild 1.1 Rohölförderung und –verfügbarkeit [„Stern“ 2000]

Hier bietet sich Wasserstoff an. Er kann durch Elektrolyse (u.a. unter Verwendung von Solarenergie) aus Wasser hergestellt werden, und wird bei der Verbrennung wieder zu Wasser(-dampf). Es entsteht kein Kohlendioxid (Treibhauseffekt) und durch die Verbrennung bei niedrigen Temperaturen lässt sich die Entstehung von Stickoxiden gegenüber Kerosin reduzieren. Allerdings entsteht bei Wasserstoff die mehr als 2,5-fache Menge an Wasser (Kondensstreifen). Gegenüber dem langlebigen Kohlendioxid, das bei der Kerosinverbrennung anfällt, ist der daraus resultierende Anteil am Treibhauseffekt gering. Wasserstoff ist also auch aus Umweltgesichtspunkten eine Akzeptable Alternative.

Nachteilig für alle Transportmittel insbesondere aber für Flugzeuge ist allerdings das große Volumen dieses Energieträgers, wobei ohnehin nur der flüssige Zustand des Gases, so wie er bei -253°C auftritt, in Frage kommt.

Bei fast 3-fach höherem

Heizwert $\text{BTU}_{\text{Wasserstoff}} = 33,3 \text{ kJ/kg}$ ($\text{BTU}_{\text{Kerosin}} = 12,3 \text{ kJ/kg}$)

und fast 12-facher

spezifischer Dichte $\rho_{\text{Wasserstoff}} = 71 \text{ kg/m}^3$ ($\rho_{\text{Kerosin}} \approx 811 \text{ kg/m}^3$)

muss dann für einen äquivalenten Energiebedarf etwa das 4-fache Volumen zur Verfügung gestellt werden. Abhängig von der angestrebten Reichweite entspricht das bei heutigen Flugzeugen dann einem Wert, der fast noch einmal in der Größenordnung des Nutzlastvolumens (Passagiere und Fracht) liegt (siehe Bild 1.2).

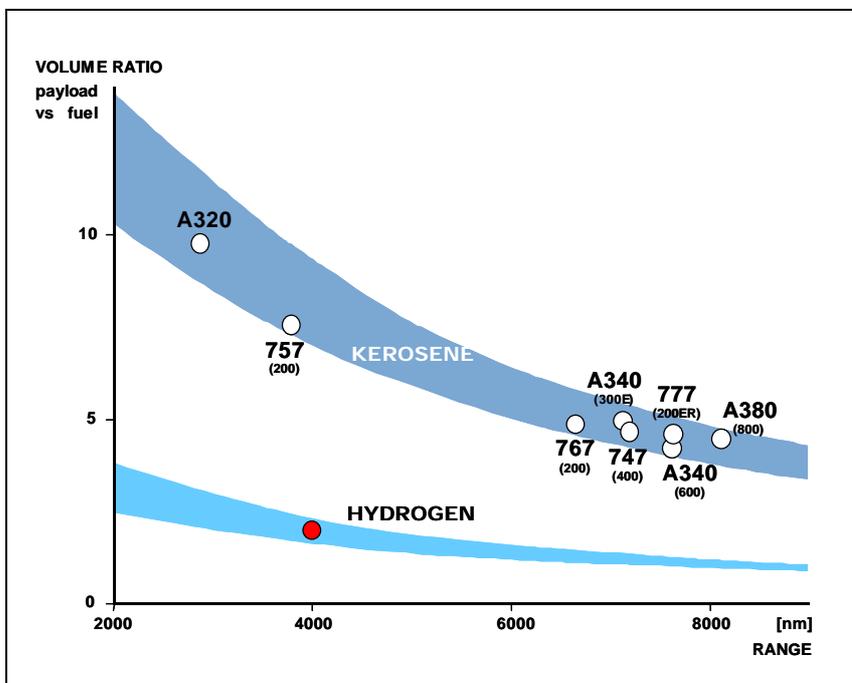


Bild 1.2 Verhältnisse von Nutzlast und Kraftstoffvolumen existierender Flugzeuge

Allein dadurch ändern sich bereits entscheidende Auslegungsparameter. Dazu kommen dann noch die besonderen Anforderungen des flüssigen Gases hinsichtlich der erforderlichen Kälte- und Isolationstechnik. Für zukünftige Konzepte ergibt sich also eine in weiten Bereichen veränderte Ausgangsposition.

1.2 Ziel der Arbeit

Die in der Vergangenheit bei der DA untersuchten Konzepte zu Transportflugzeugen mit Wasserstoffantrieb [u.a. **Ropers 1992, Meussen 1993**] waren dadurch bestimmt, dass sie in absehbarer Zukunft zu einem Versuchsträger führen sollten. Sie gingen deshalb lediglich von der Anpassung konventioneller existierender Varianten aus ("minimum change solutions"). Auch für die neuen bzw. veränderten Komponenten (Isolierungen, Tanks, Kraftstoffsystem) wurde auf bereits erprobte Prinzipien zurückgegriffen.

Keiner der bisherigen Entwürfe war auf die besonderen Forderungen und Gegebenheiten von Wasserstoff als Energieträger hin optimiert worden.

Inhalt dieser Studie soll deshalb sein, verschiedene alternative Gesamtkonzepte zu entwickeln und zu analysieren, wobei das Ziel ist, daraus eine realisierbare, technisch und wirtschaftlich vernünftige Konfiguration für einen 200-Sitzer im Mittel- und Langstreckenbereich abzuleiten.

1.3 Aufbau der Arbeit

Ausgangspunkt der Studie sind die bekannten Untersuchungen zur Anwendung von Flüssiggas [**LH2|Cryoplane 1992**] und die bereits untersuchten Varianten existierender Flugzeugkonzepte [**FVW Fokker 1974**]. Diesen Informationen können die wesentlichen Grundlagen für die infolge der neuen Antriebstechnik geänderten Randbedingungen entnommen werden.

Die direkten Auslegungskriterien mit der eigentlichen Transportaufgabe ergeben sich aus der Struktur des vorgegebenen Marktsegmentes, wobei die Anforderungen des konventionellen Technologiereferenzflugzeuges der DA übernommen werden können [**Lingnau 2000**]. Diese Einschränkung ist bereits hier notwendig, da die Konzepte und deren Anwendbarkeit bzw. Bewertung (z.B. Nurflügler) direkt mit Aufgabe und Flugzeuggröße verbunden sind.

Mit diesen Grundlagen und Vorgaben werden dann verschiedene Flugzeugkonzepte erstellt und verbunden mit Funktionsanalysen und –anpassungen qualitativ bewertet. Eine darauf basierende Auswahl führt dann zu einer Ausgangskonfiguration die mit Vorentwurfsmethoden weiter detailliert wird. Im Rahmen des vorgegebenen Familienkonzeptes werden für diese Konfiguration Geometrien, Gewichte, Aerodynamik und Flugleistungen ermittelt. Neben einem Vergleich mit der konventionellen Lösung für Kerosin erfolgt zum Schluss eine wirtschaftliche Bewertung unter den heute absehbaren Trends.

Die prinzipielle Vorgehensweise wird in Bild 1.3 veranschaulicht.

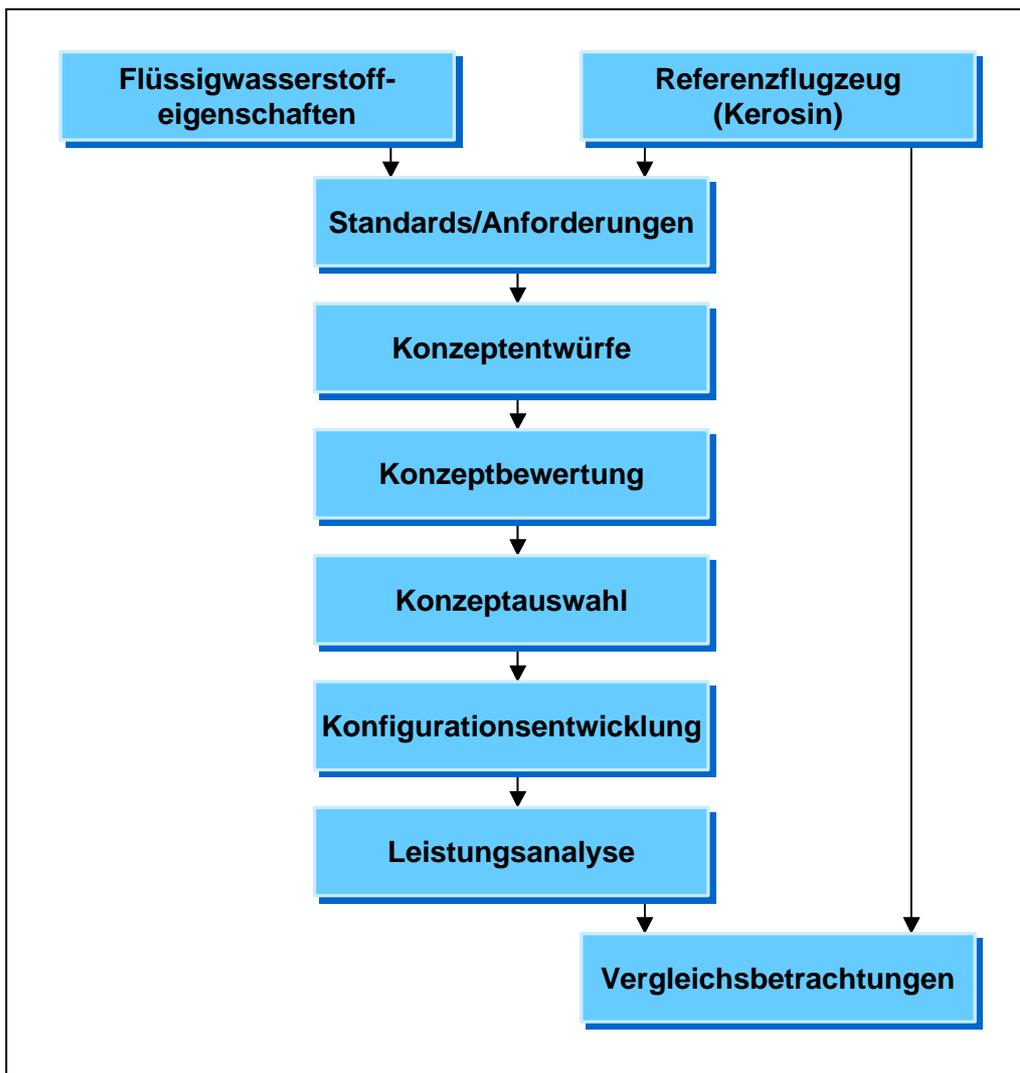


Bild 1.3 Vorgehensweise

2 Auslegungsbedingungen

Da die mögliche Realisierung von Flugzeugen mit Wasserstoff noch in der fernerer Zukunft liegt (20 –30 Jahre) müssten eigentlich auch die Standards und Anforderungen eine entsprechende Zukunftsprojektion sein. Dem gegenüber stehen allerdings die Unsicherheiten für extrem langfristige Prognosen.

Bei der DA werden aus diesem Grund für Technologiebetrachtungen die noch mit ausreichender Genauigkeit absehbaren Bedingungen für das Ende dieses Jahrzehnts (2010) verwendet.

2.1 Standards und Anforderungen

Für die Standards des Flugzeuges (Freigängigkeiten, Komfort, Ausstattung usw.) bedeutet die Anpassung an 2010, dass die Gegebenheiten der zukunftsorientierten Kabine der A320-Familie noch ausreichend sind, also geometrisch zunächst übernommen werden können (siehe Bild 2.1) [Borchard 2000].

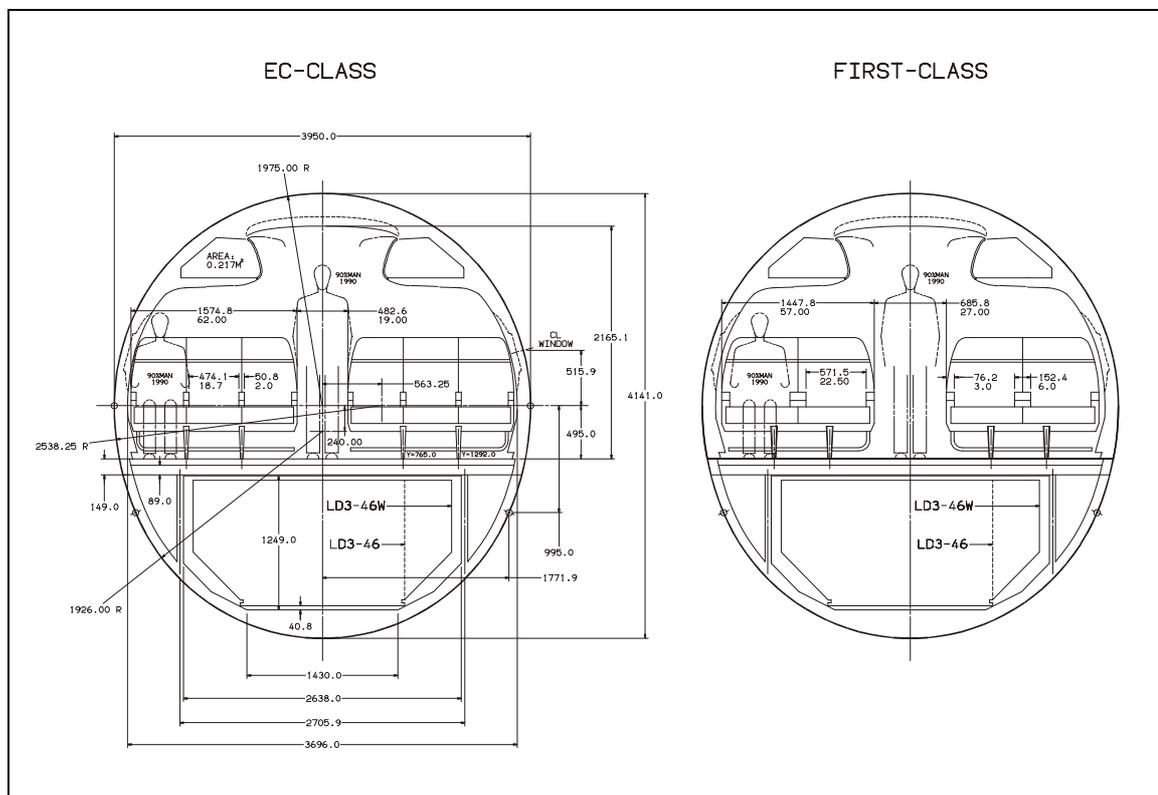


Bild 2.1 Rumpfquerschnitt der A320-Familie(Komfortstandard) [Borchard 2000]

Für die Technologiestandards (Methoden, Bauweisen, Materialien usw.) müssen gegenüber den bekannten (realisierten, vermessenen, erprobten) Flugzeugen des Standes 1990 für 2010 dagegen Annahmen getroffen werden [EADS Airbus 2000_a]

Aerodynamik (Gleitzahl)	+ 4%
Gewicht (Herstellerleergew.)	- 7,5 %
Triebwerke (spez. Verbrauch)	+ 10%

Für die Anforderungen eines zukünftigen Kurz-/Mittelstreckenflugzeuge wurde ebenfalls auf vorhandenes Material der DA zurückgegriffen [EADS Airbus 2000_b], wobei sich aus einer Zusammenfassung der Prognosen die übergeordneten Forderungen für die verschiedenen Flugzeugkategorien ergeben (siehe Bild 2.2).

BUSINESS	< 30 Pass appr. 10 Pass	1000 – 8000 nm 3500 nm	0.45 - 0.85 mach 0.85 mach
SMALL REGIONAL	20 – 70 Pass appr. 50 Pass	500 – 2000 nm 1500 nm	0.40 – 0.75 mach 0.5/0.65 mach
STANDARD REGIONAL	40 – 120 Pass appr. 70 Pass	1500 – 2500 nm 2000 nm	0.45 – 0.80 mach 0.5/0.78 mach
SHORT RANGE	100 – 250 Pass	1500 - 3500 nm	0.70 - 0.80 mach
MEDIUM RANGE	150 – 350 Pass appr. 200 Pass	3000 - 5500 nm 4000 nm	0.75 – 0.82 mach 0.80 mach
LONG RANGE	250 – 500 Pass appr. 400 Pass	5000 - 7500 nm 7500 nm	0.82 – 0.84 mach 0.84 mach
VERY LONG RANGE	400 – 700 Pass appr. 550 Pass	> 7500 nm 8000 nm	0.84 – 0.88 mach 0.85 mach

Bild 2.2 Typische Anforderungen von Flugzeugkategorien

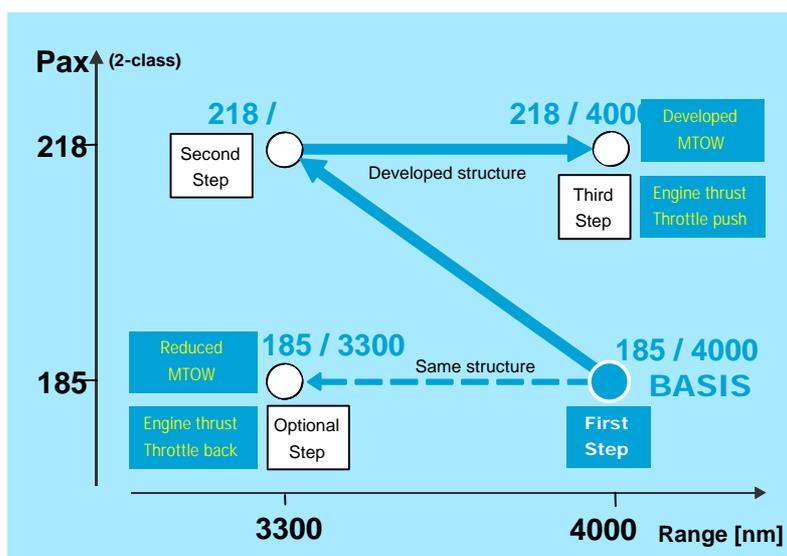


Bild 2.3 Familienkonzept für Kurz- und Mittelstrecke

Aus darin enthaltenen Zielwerten lässt sich dann um die 200 Sitze eine Flugzeugfamilie entwickeln (Unterschied zwischen den Varianten ca. 20%). Dabei entspricht das darin enthaltene Basisflugzeug (siehe Bild 2.3) bereits einem der bei der DA für Grundlagenuntersuchungen verwendeten konventionellen Technologie-Referenzflugzeug, der TE322-200 [EADS Airbus 2000_b].

2.2 Referenz- und Basisentwurf

Die TE322-200 ist eine unter Berücksichtigung von absehbaren technologischen Möglichkeiten an zukünftige Forderungen orientierte Weiterentwicklung der A321. Bei gleicher Passagierkapazität, aber mit einem an die veränderten Reichweiten und höhere Entwurfsgewichte angepasstem, neuen Flügel, wurden auch alle Komponenten entsprechend neu ausgelegt (siehe Bild 2.4).

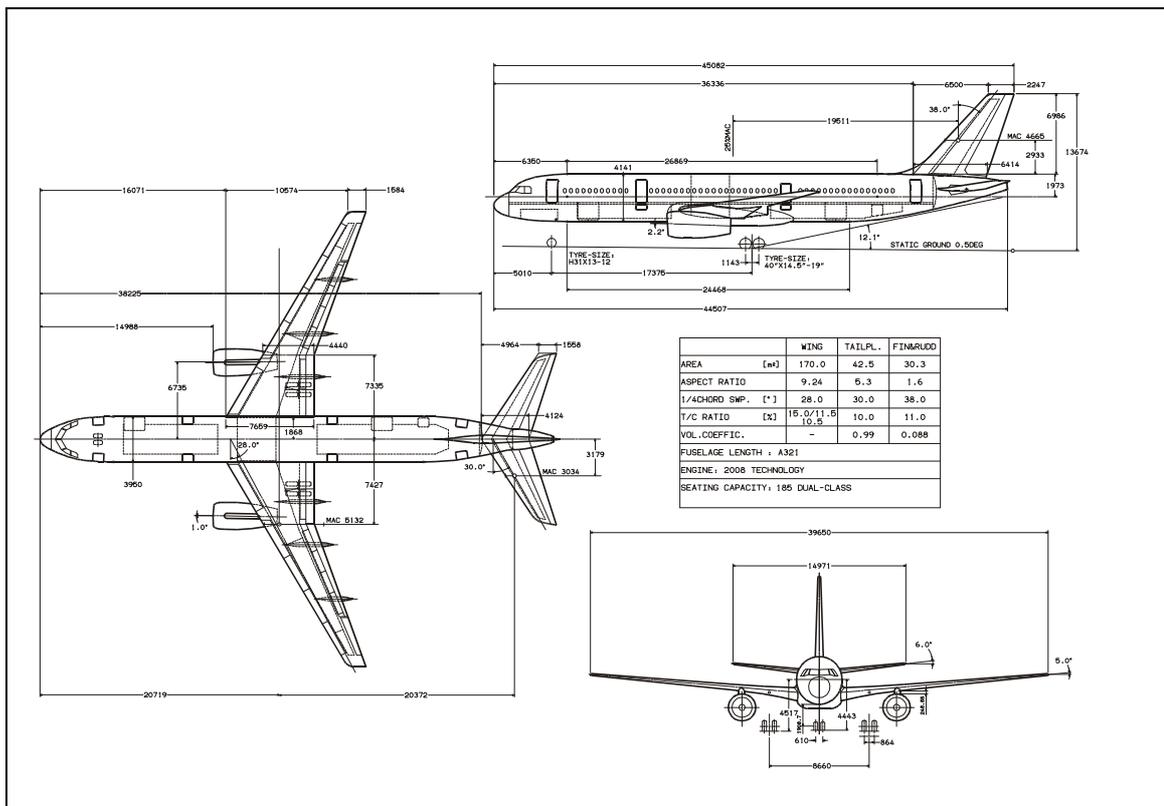


Bild 2.4 Dreiseitenansicht TE 322 [Borchard 2000]

Das Flugzeug entspricht bereits einem Technologiestand, der auch allen übrigen Konzepten und Entwürfen dieser Studie zugrunde liegt. Als Triebwerk wurde das V2500 verwendet, das ebenfalls die bereits erwähnten Verbesserungen (siehe Kap.2.1) enthält. Damit kann dieses Flugzeug auch für die vorliegende Studie als Referenzflugzeug dienen. Für die folgenden Konzept- und Konfigurationsstudien wird davon jedoch nur die globale Kabine (Bild 2.5) übernommen, allerdings je nach Komponentenzuordnung hinsichtlich Zugänglichkeit (Türen und Frachttore) und Frachtraumaufteilung neu angepasst.

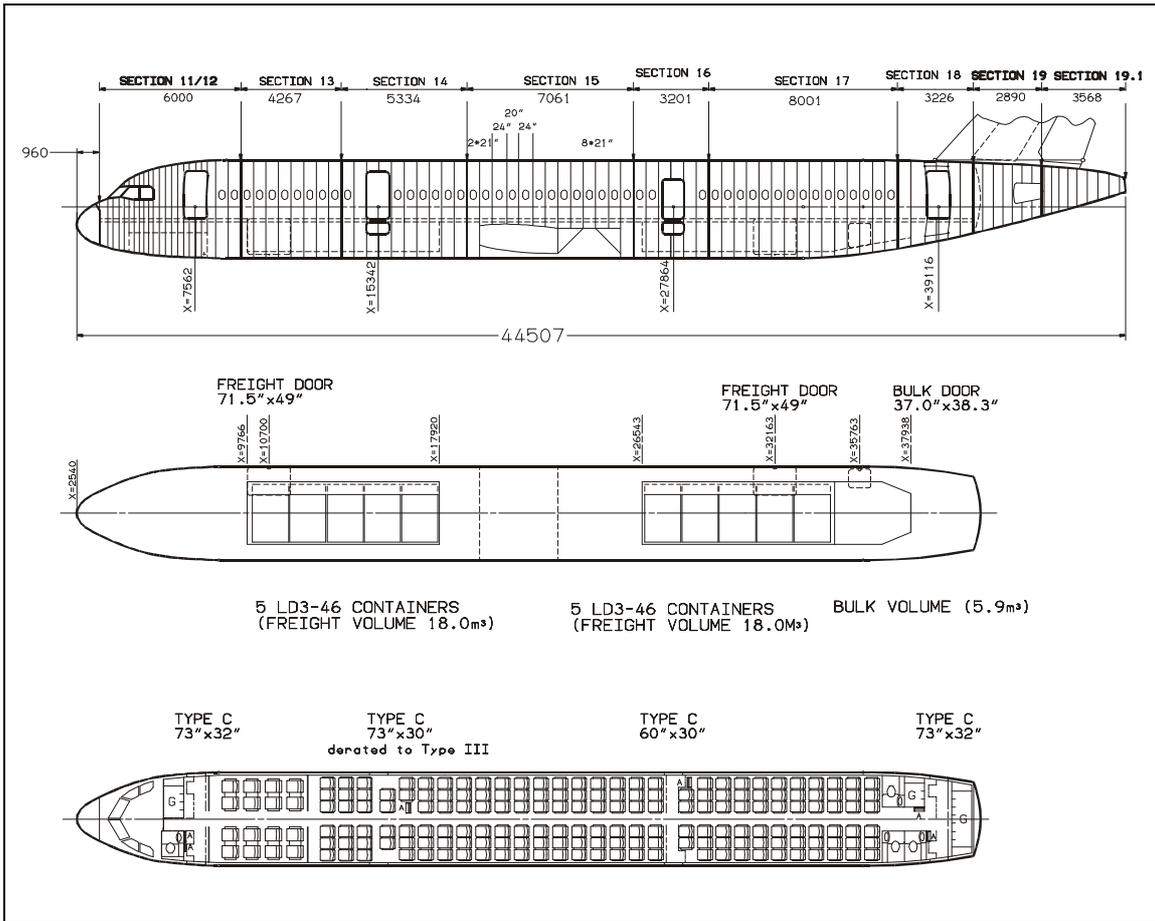


Bild 2.5 Spantsystem, Sitzlayout und Frachträume der TE 322 [Borchard 2000]

3 Konzeptentwicklung

3.1 Konzeptionelle Studien

Wie bereits erwähnt, wurde bei den betrachteten Konfigurationen darauf geachtet, dass die Rumpfgeometrie von dem Basismodell so weit wie möglich beibehalten werden konnte, so dass die geforderte Nutzlastunterbringung sichergestellt war.

Für die Kraftstoffunterbringung ergab sich aus einer ersten Abschätzung ein benötigtes Volumen für flüssigen Wasserstoff von 150m^3 . Ausgehend von einer Missionsrechnung des Referenzflugzeuges wurde die benötigte Menge an Kerosin um den höheren Brennwert korrigiert.

Abschätzung des Volumens:

Basis:	Kraftstoffgewicht	$M_{\text{kerosin}} = 34000 \text{ t}$
	Kraftstoffvolumen	$\underline{V_{\text{kerosin}}} = \frac{M_{\text{kerosin}}}{j_{\text{kerosin}}} = \frac{34000 \text{ t}}{811 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} = 41,9 \text{ m}^3 \approx \underline{42\text{m}^3}$

Bei gleicher Energiemenge, d.h. unter Berücksichtigung des höheren spezifischen Brennwertes und der geringeren spezifischen Dichte von Wasserstoff, besitzt Kerosin etwa das 2,8fache Gewicht. Da zusätzliches Volumen für den gasförmigen Wasserstoff vorgehalten muss (bei -273°C ist der flüssige Wasserstoff ständig am Kochen), ist das resultierende Volumen noch einmal zu vergrößern. Aus vorangegangenen Studien wurden dafür ein Wert von 10% übernommen. Ein weiterer Zuschlag wurde notwendig, da entsprechend der Forderungen eine gewisse Reichweitenflexibilität erhalten bleiben soll. Um bei der Ausgangreichweite nicht schon durch die Tankgrenze eingeschränkt zu sein, wurden hier noch einmal 10% Volumen vorgehalten.

Varianten: $V_{\text{Wasserstoff}} = V_{\text{kerosin}} \cdot 2,8 = 42\text{m}^3 \cdot 2,8 = 118\text{m}^3$

mit Sicherheitszuschlag für Gasbildung:

$$V_{\text{Wasserstoff}} = 118\text{m}^3 \cdot 1,1 = 130\text{m}^3$$

mit Sicherheitszuschlag für Reichweite:

$$\underline{V_{\text{Wasserstoff}}} = 130\text{m}^3 \cdot 1,1 = 142\text{m}^3 \approx \underline{150\text{m}^3}$$

Dieses Nettovolumen wurde zunächst für alle Tankkonfigurationen benutzt, ohne dass auf die spezifischen Unterschiede der einzelnen Konzepte in den Flugleistungen weiter eingegangen wurde. Für die Hauptabmessungen der jeweiligen Tanks (Bruttovolumen) wurde zusätzlich eine Dicke von 150mm berücksichtigt, die sich aus einer inneren Tankverkleidung, einer Isolierschicht und einer Außenhaut von 3mm zusammensetzt.

3.1.1 Konfiguration Crp_1

Diese Konfiguration greift eine bereits bekannte Tankanordnung auf. Der gesamte Wasserstoff ist in Behältern am Außenflügel unterhalb der Tragflächen untergebracht. Der Schwerpunkt der Tanks wurde auf 25%-MAC gelegt, um den Gesamtschwerpunkt der Konfiguration nicht maßgeblich zu verändern. Es wurde darauf geachtet, dass sowohl der seitliche minimale Freiwinkel ($\varphi=7^\circ$) als auch der für Start und Landung erforderliche und hier durch die Kontur des Basisrumpfes gegebene Heckfreiwinkel bzw. deren Kombination (max. Anstellung und max. Hängewinkel) eingehalten werden. Wegen der durch den Flügel gestörten Aerodynamik und wegen der größeren Belastung des Außenflügels wurde nach einer groben Abschätzung der Flügel um 25 Prozent vergrößert. Der Rumpf, die Leitwerke, das Fahrwerk und dessen Position wurden nicht verändert (siehe Bild 3.1 und Bild 3.2).

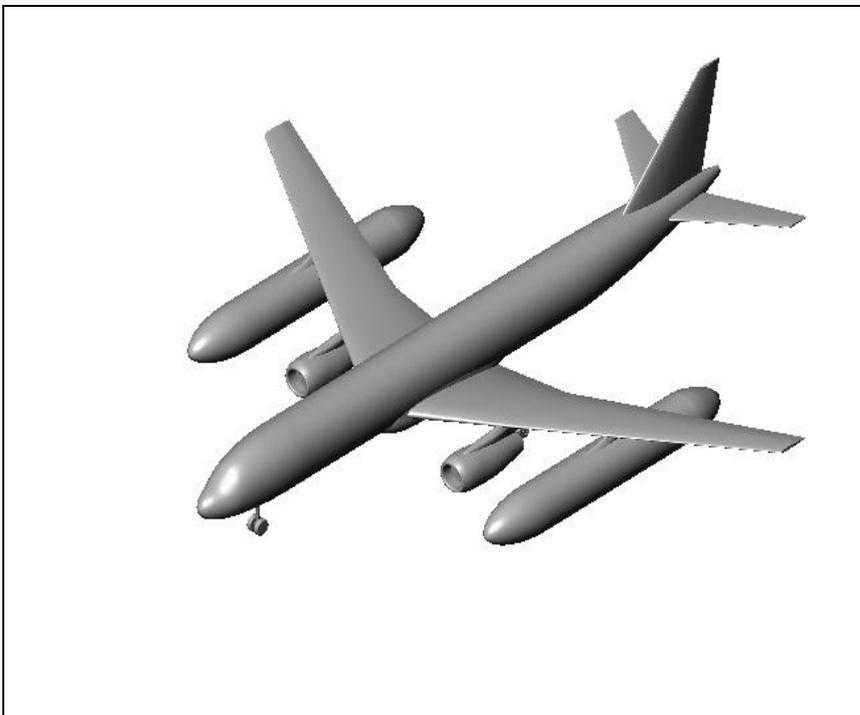


Bild 3.1 Crp_1 als 3D-„Solid Works“-Modell

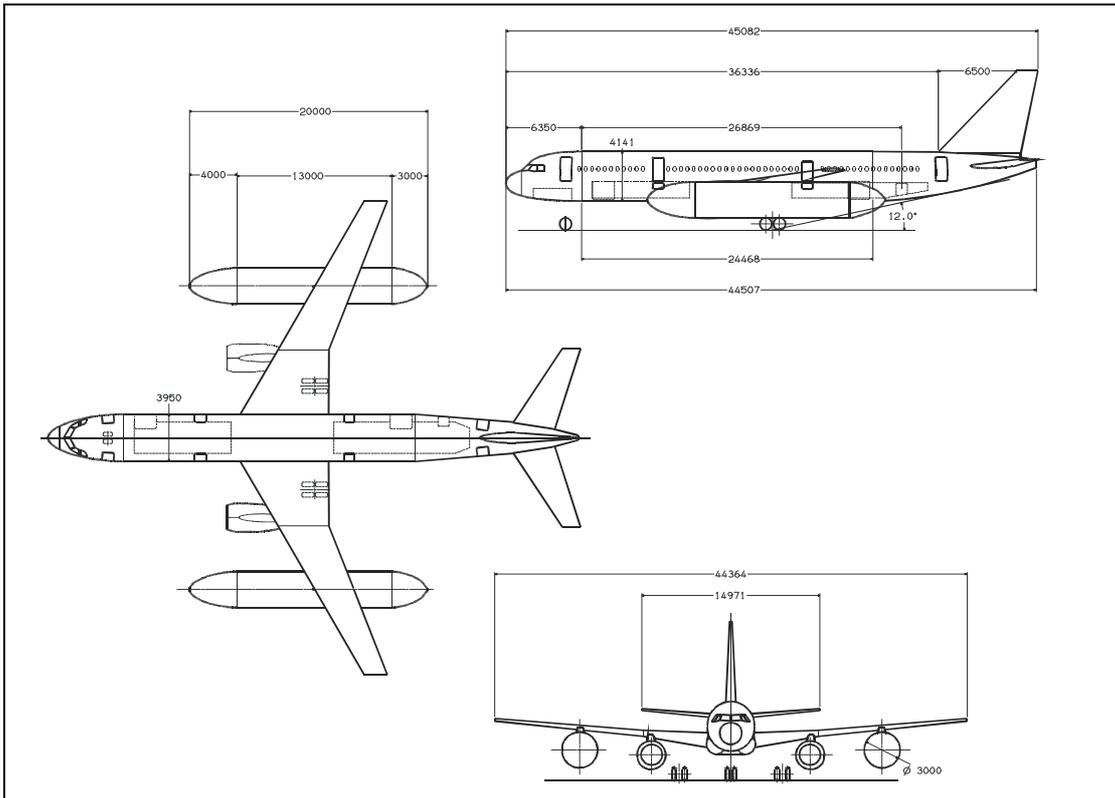


Bild 3.2 Dreiseitenansicht Crp_1

3.1.2 Konfiguration Crp_2

In diesem Entwurf sind die Wasserstofftanks in Verlängerung der Triebwerke hinter dem Flügel angeordnet. Der Rumpf endet direkt am Druckschott. Die konventionelle Anordnung von Höhen- und Seitenleitwerk, wurde durch ein umgekehrtes V-Leitwerk ersetzt, das auf den Tanks befestigt ist und sie damit verbindet. Auch bei dieser Tankkonfiguration müssen seitlicher Freiwinkel und Heckwinkel eingehalten werden. Die Flügelfläche ist wie bei der ersten Alternative um 25 Prozent vergrößert (Störung der Auftriebsverteilung). Zum Ausgleich der Tankgewichte, die hinter dem Gesamtschwerpunkt liegen, musste der Flügel um 4 Meter nach hinten verschoben werden (siehe Bild 3.3 und Bild 3.4).

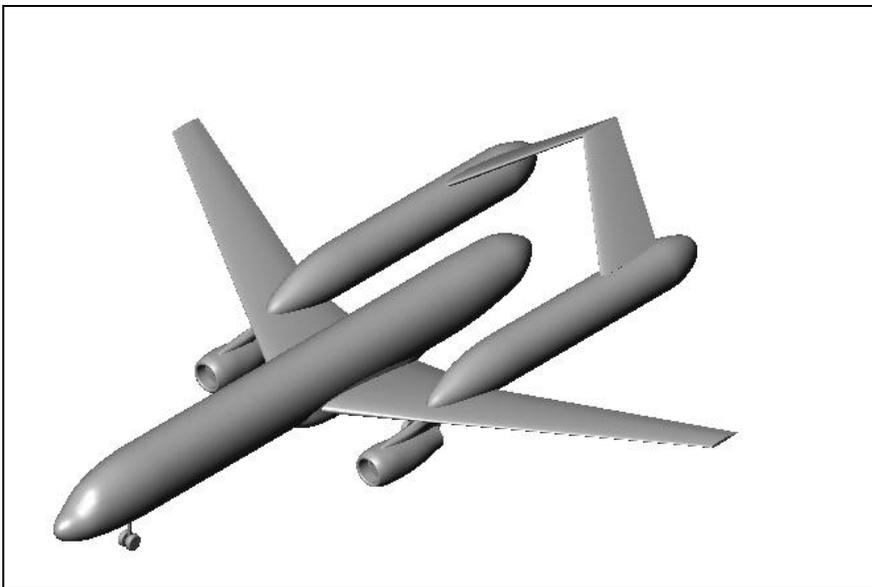


Bild 3.3 Crp_2 als 3D-„Solid Works“-Modell

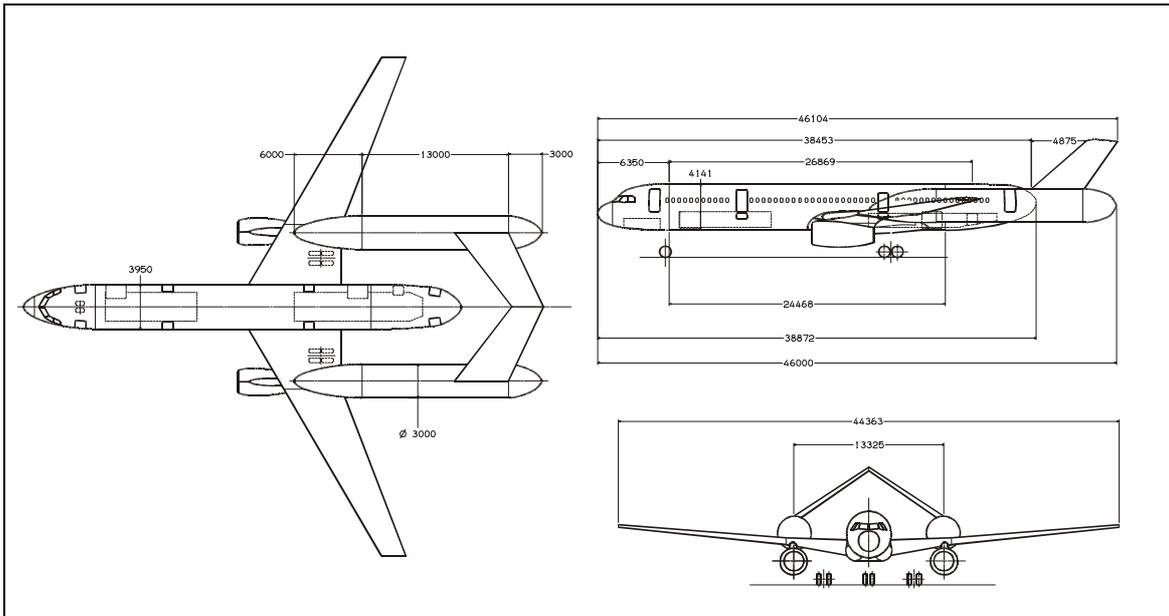


Bild 3.4 3-Seitenansicht Crp_2

3.1.3 Konfiguration Crp_3

Das dritte Konzept beruht auf Untersuchungen zum sogenannten „*Joined Wing*“, bzw. „*Boxwing*“. In diesen wird das Doppeldeckerprinzip in etwas veränderter Form wieder aufgegriffen.

Bei einem konventionellen Doppeldecker sind die Funktionen von Auftriebserzeugung und Stabilisierung des Flugzeuges getrennt, d.h. die beiden Flügelflächen erzeugen den Auftrieb und das Leitwerk stabilisiert den Flugzustand (siehe Bild 3.5).

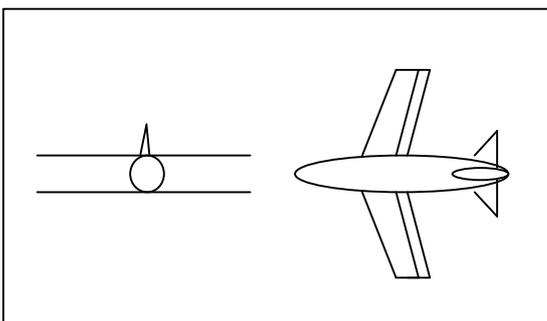


Bild 3.5 Doppeldecker

Bei der „*Boxwing*“- und der „*Joined-Wing*“-Konfiguration ist der eine Tragflügel nach vorn, der andere nach hinten gefeilt. Beide Flächen erzeugen Auftrieb und übernehmen die stabilisierende Funktion des Höhenleitwerks, ähnlich einem Nurflügler (siehe Bild 3.6 und Bild 3.7).

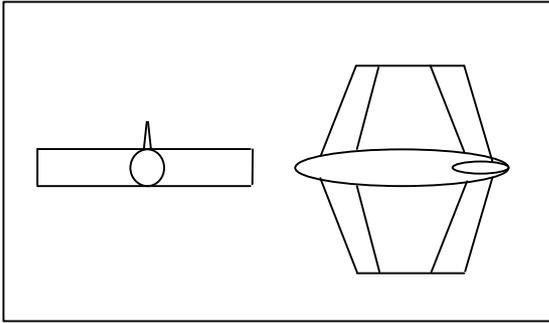


Bild 3.6 „Boxwing“

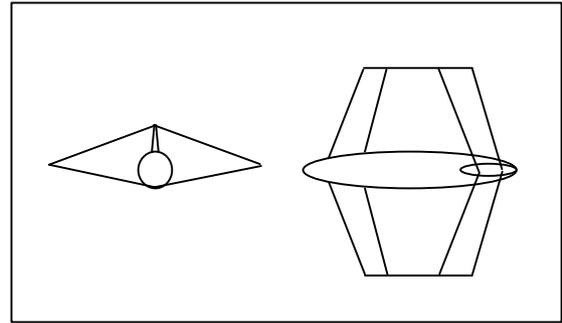


Bild 3.7 „Joined Wing“

In der für den Wasserstoffantrieb angepassten Version stellen die Tanks die Verbindung der Flügel. Die Gesamtflügelfläche wurde gegenüber der Basis um 25 Prozent erhöht, aufgeteilt auf die beiden Tragflächen. Berücksichtigt werden sollen dadurch die Anteile, die bei bestimmten Stabilisierungsmaßnahmen (Ruderausschlägen) für die Auftriebserzeugung entfallen.. Die Größe des Seitenleitwerks wurde entsprechend einem T-Leitwerkskonzept verringert. Die Geometrie der Tanks entspricht im Wesentlichen der der ersten Entwürfe. Durch die neue Tragflügelanordnung muss das Hauptfahrwerk im Rumpf untergebracht werden. Die Position der Triebwerke am hinteren Flügel beeinflusst die Schwerpunktslage, so dass das Fahrwerk entsprechend nach hinten verschoben werden muss. Der Seitenneigungswinkel und Heckfreiwinkel sind auch hier kritisch, wurden aber sichergestellt (siehe Bild 3.8 und Bild 3.9).

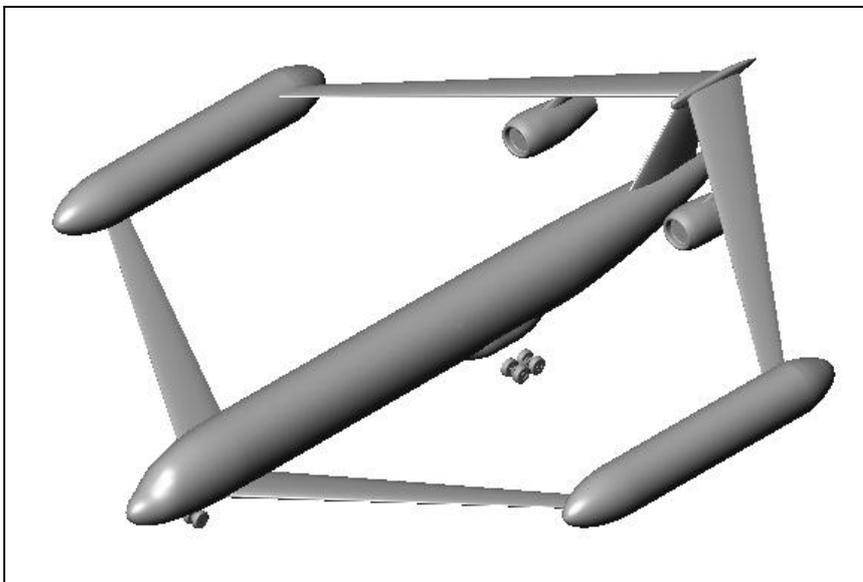


Bild 3.8 Crp_3 als 3D „Solid Works“-Modell

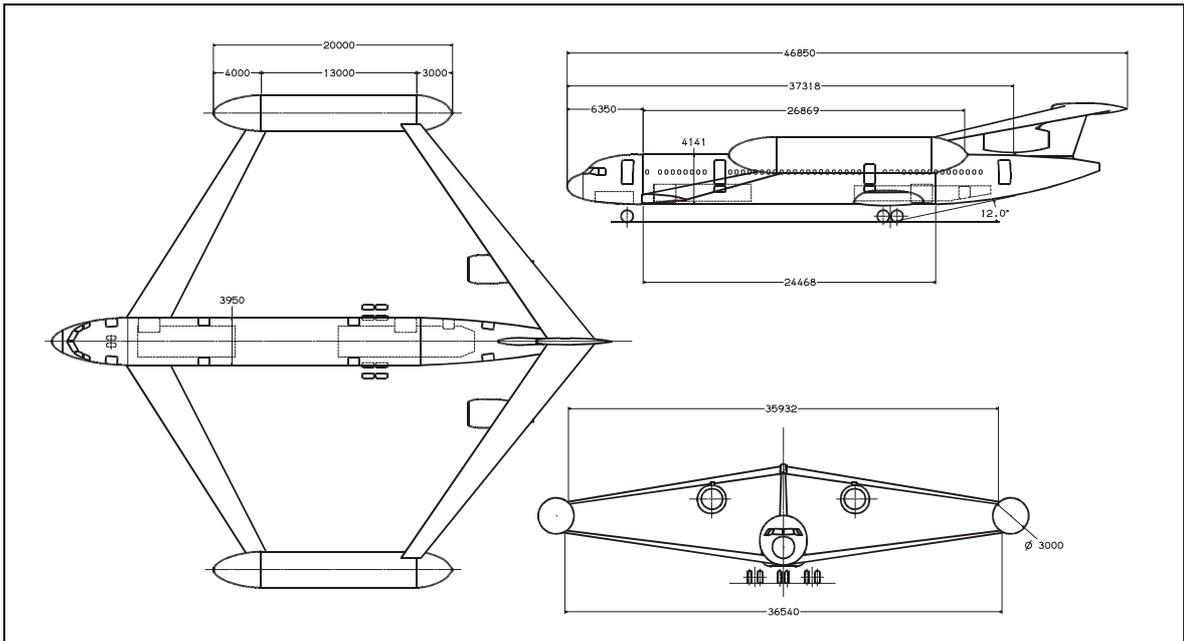


Bild 3.9 3-Seitenansicht Crp_3

3.1.4 Konfiguration Crp_4

Dieser Entwurf greift Ideen die bereits durchgeführter Studien zum Wasserstoffantrieb wieder auf. Der gesamte Kraftstoff wird in Tanks auf dem Rumpf, oberhalb der Kabine untergebracht. Die Geometrie von Flügel, Höhenleitwerk und Fahrwerk wurde im Vergleich zur Referenz nicht geändert. Nur das Seitenleitwerk wurde infolge der Abdeckung durch die Tanks nach oben versetzt (siehe Bild 3.10 und Bild 3.11).

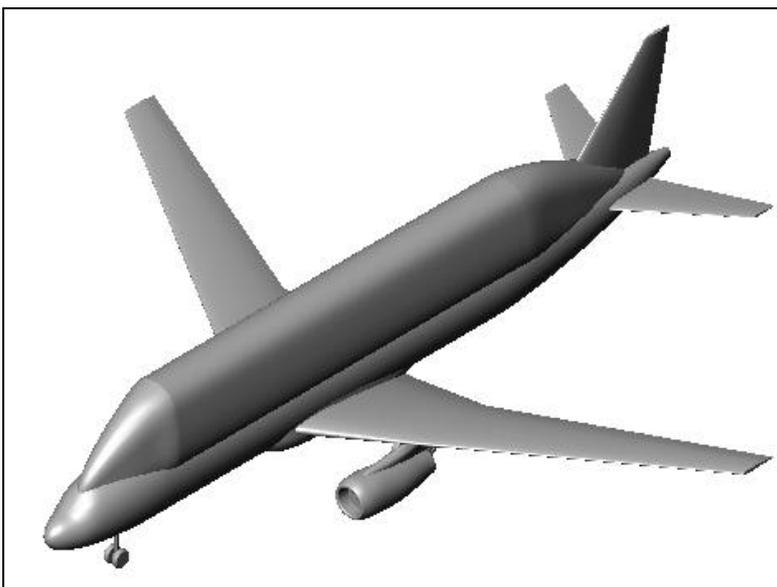


Bild 3.10 Crp_4 als 3D „Solid Works“-Modell

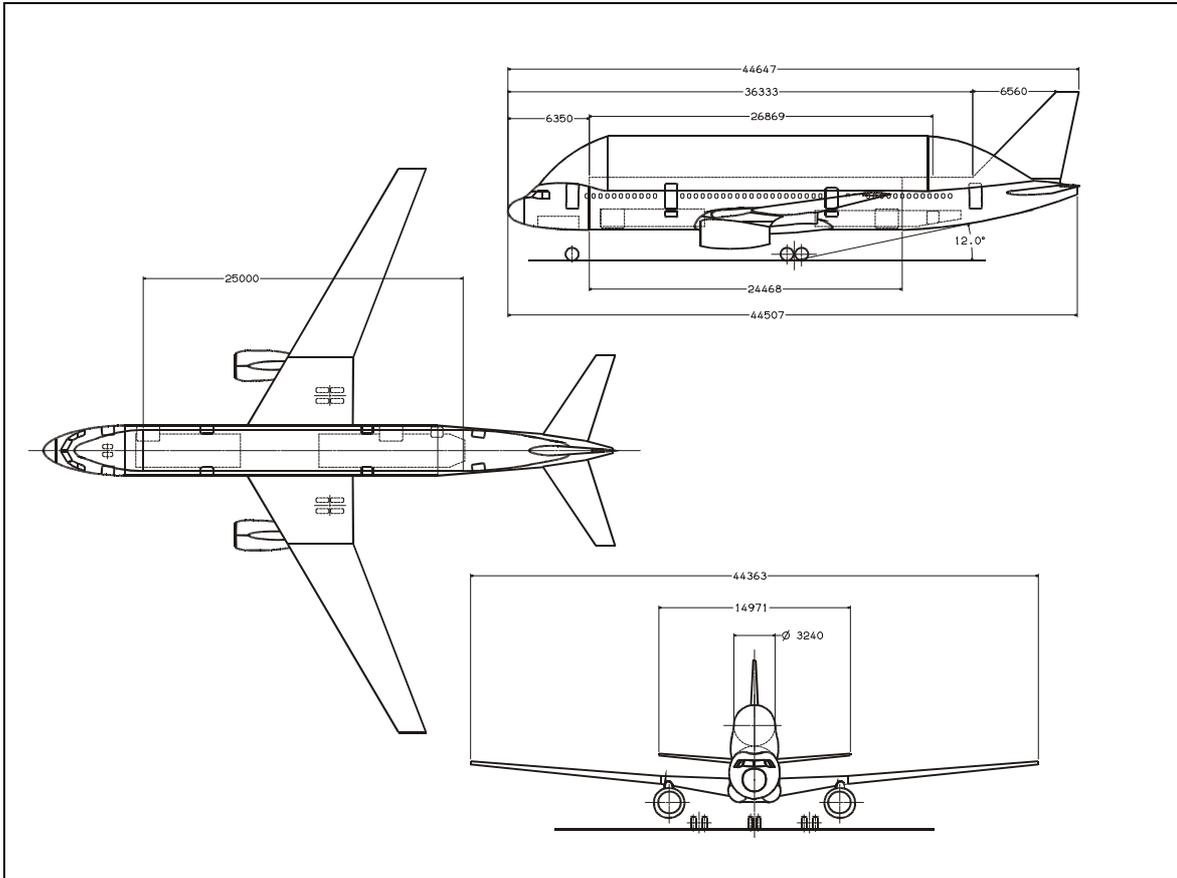


Bild 3.11 3-Seitenansicht Crp_4

3.1.5 Konfiguration Crp_5

Auslöser für diese Konfiguration war die Absicht, die Wasserstofftanks vollständig in dem Tragflügel zu integrieren (siehe Bild 3.14). Um dies bei dem großen benötigten Volumen überhaupt gewährleisten zu können, wurde eine Delta-Flügel-Konfiguration gewählt, die sich sowohl mit Höhenleitwerk als auch ohne (wie hier dargestellt) realisieren lässt. Bei einer entsprechend großen Profildicke an der Flügelwurzel kann den Wasserstofftanks ausreichend Volumen zur Verfügung stehen. Die notwendige Profilhöhe erreicht an der Wurzel nahezu Rumpfdurchmesser. Da die Fußbodenlinie oberhalb dieses Wurzelprofils liegen muss, verschiebt sich die Kabine, d.h. der Rumpf entsprechend weit nach oben. Bei der betrachteten Triebwerksanordnung hat das dann eine erhebliche Verlängerung von Bug- und Hauptfahrwerk zur Folge (siehe Bild 3.12 und Bild 3.13).

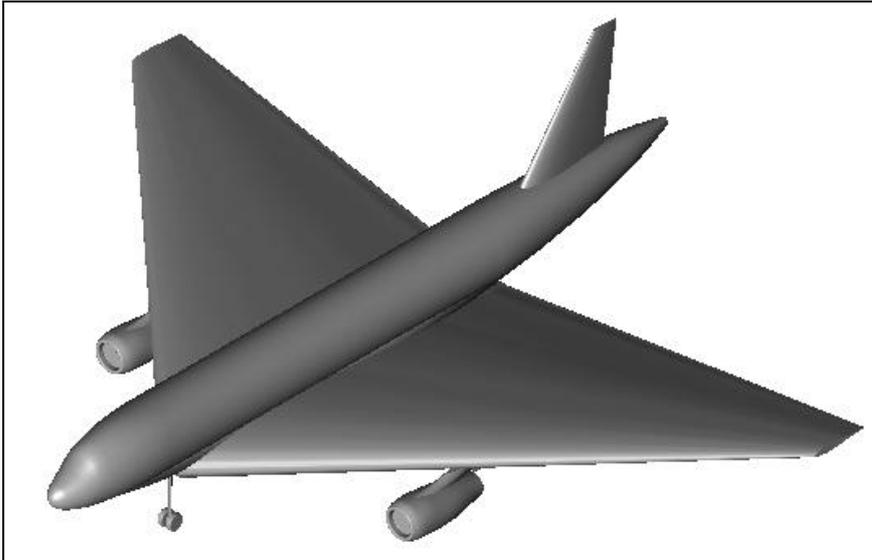


Bild 3.12 Crp_5 als 3D „Solid Works“-Modell

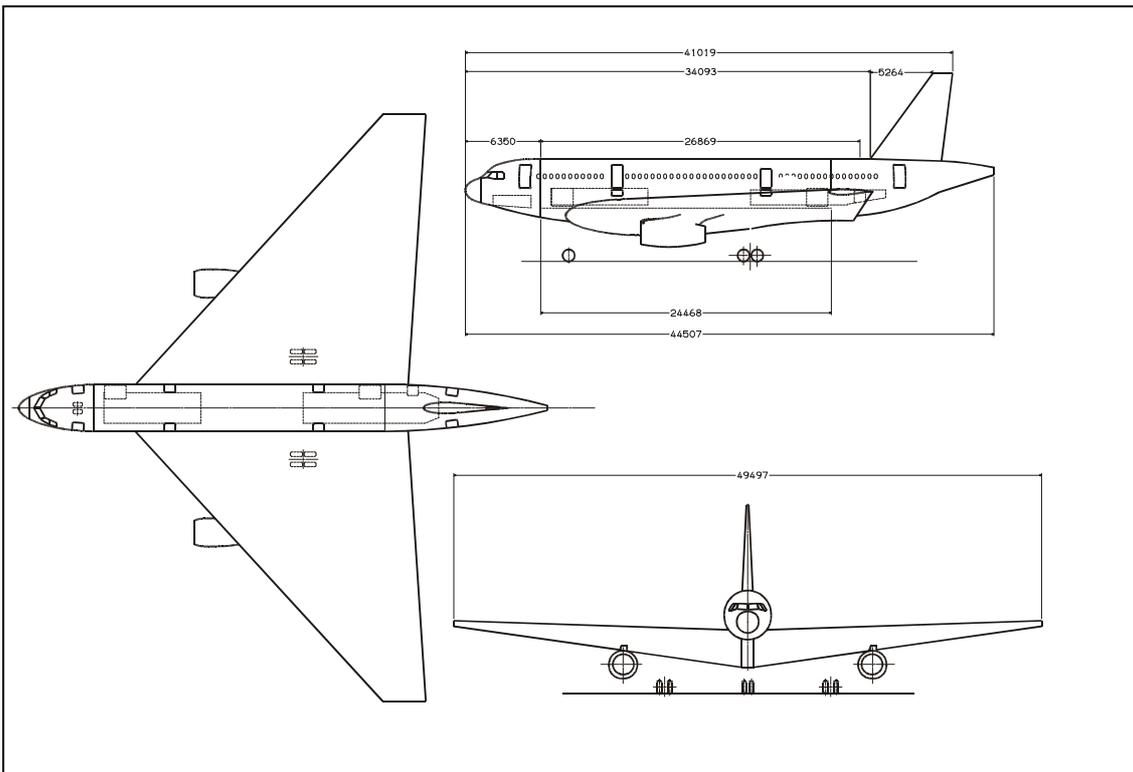


Bild 3.13 3-Seitenansicht Crp_5

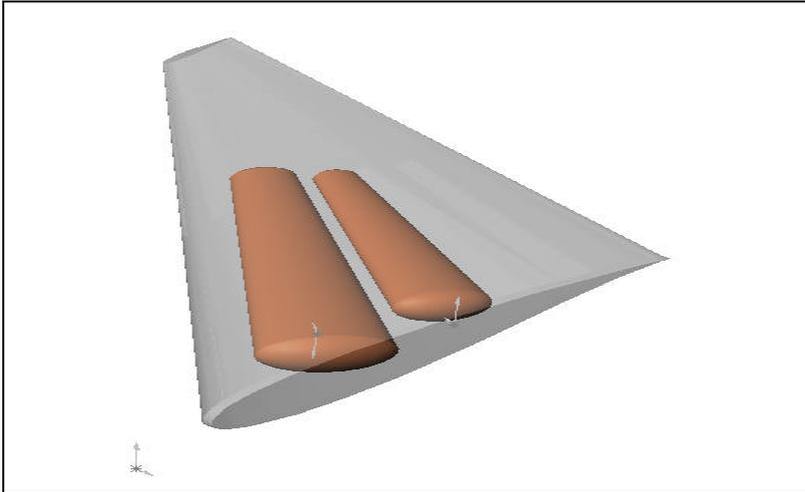


Bild 3.14 Crp_5, Tankunterbringung im Flügel

3.1.6 Konfiguration Crp_6

Dieses Konzept ist die unmittelbare Weiterentwicklung der Idee von Crp_5, wobei gleich hohe Flügelwurzel und Kabinenhöhe miteinander verschmolzen wurden. Es wurde also versucht die vorgegebene Kabine der TE 322 komplett in einem Flügel einzufügen. Die geforderte Reiseflugmachzahl macht ein bestimmtes Verhältnis von Flügelpfeilung und relativer Dicke des Profils notwendig. Um die Kabine im Flügel integrieren zu können, ist eine Mindestdicke des Profils im Wurzelbereich erforderlich. Im Zusammenhang mit der noch zulässigen relativen Dicke resultiert daraus die Spannweite des Flügels. Bei der hier betrachteten Konfiguration wird das Spannweitenlimit von $b=80\text{m}$ (Flughafenlimitierung für Großraumflugzeuge, für kleinere eigentlich bereits $b=52\text{m}$) erreicht, ohne dass die Kabine vollständig in den Flügel integriert werden konnte. Aus diesen Gründen wurde das Prinzip des Nurflügels nicht weiter ausgeführt und verfolgt (siehe Bild 3.15).

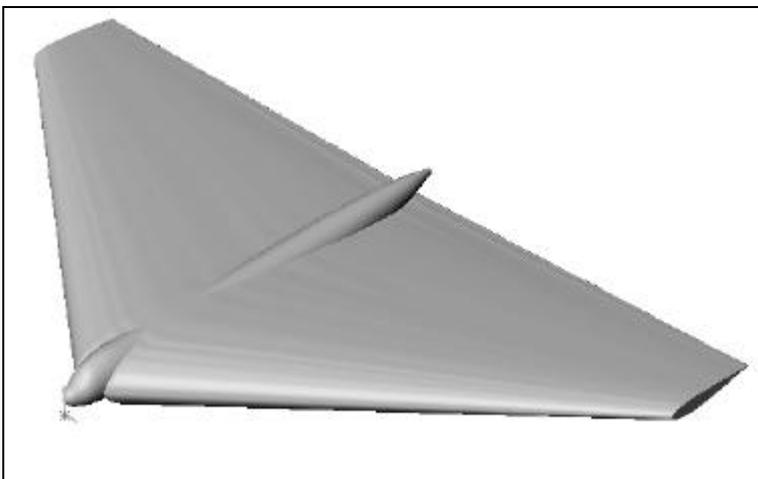


Bild 3.15 Crp_6 als 3D „Solid Works“-Modell

3.1.7 Konfiguration Crp_7

In diesem Entwurfsschritt wurden die Flügelanordnung und Geometrie so angepasst, dass der veränderte Innenflügel die Wasserstofftanks aufnehmen kann. Da bei Flügeln mit großer Flügelwurzeltiefe Probleme für den Ein- und Ausstieg der Passagiere sowie bei der Notevakuierung entstehen, wurde eine Hochdeckeranordnung gewählt (siehe Bild 3.16 und 3.17). Durch die Lage des Flügels oberhalb des Rumpfes sind die Zugänglichkeiten dann wieder gewährleistet. Diese Anordnung kommt außerdem den besonderen Eigenschaften des Wasserstoffes bei der Zerstörung von Strukturen entgegen, da dieser bei Beschädigung der Tanks nach oben entweicht. Wie auch bei Crp_4 ist damit trotz der Nähe des Wasserstoffes zur Kabine eine ausreichende Sicherheit gewährleistet. Darüber hinaus bietet der obenliegende Tragflügel die Möglichkeit für ein zusammenhängendes Kraftstoffsystem. Um das benötigte Volumen für die Wasserstofftanks in dem Innenflügel unterbringen zu können, wurden die Wurzelprofile mit 18% relativer Dicke gewählt wie sie bei der DA auch für Nurflügler-Untersuchungen benutzt werden. Die Wurzelprofilltiefe wurde auf ca. $c=20\text{m}$ vergrößert. Nur so war die Integration der Tanks in dem Flügel möglich (siehe Bild 3.18). Der Außenflügel entspricht dem des Basisflugzeuges.

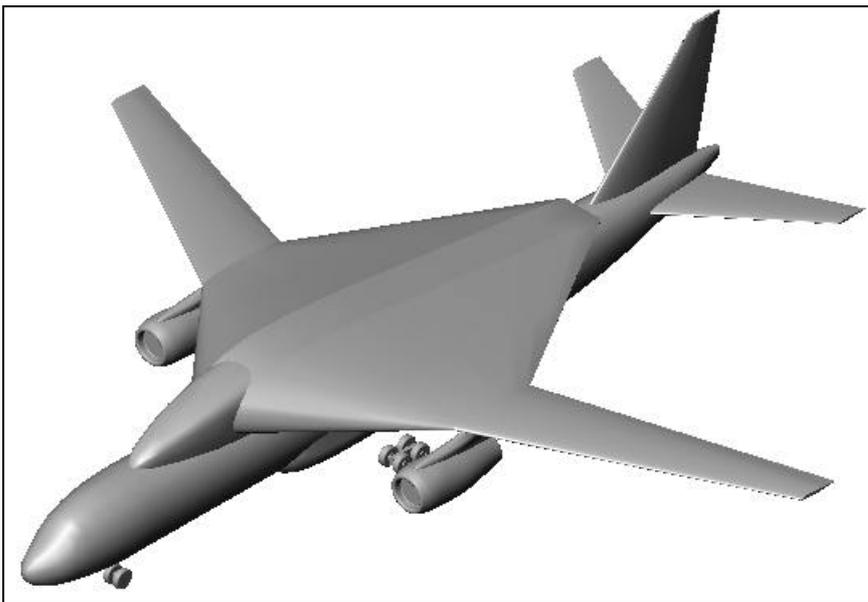


Bild 3.16 Crp_7 als 3D „Solid Works“-Modell

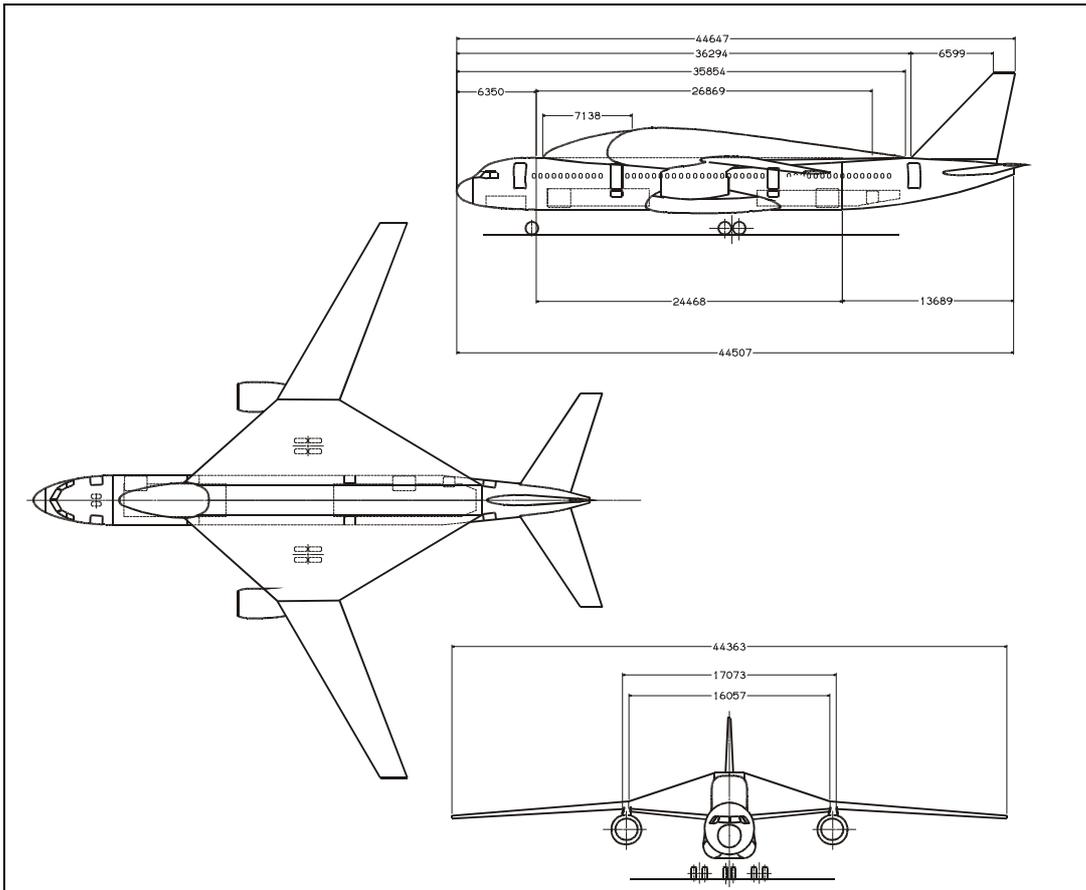


Bild 3.17 3-Seitenansicht Crp_7

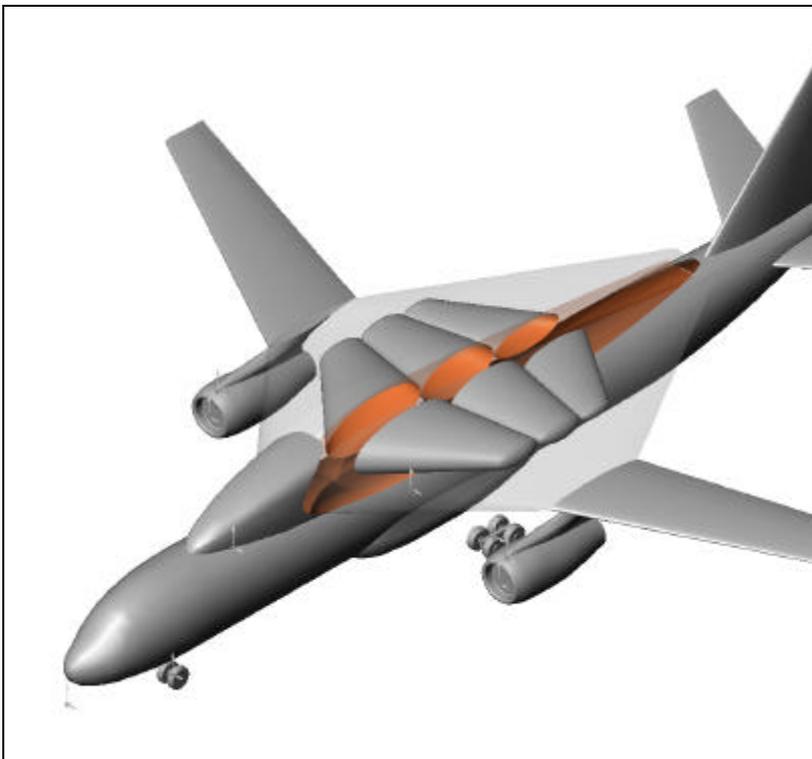


Bild 3.18 Crp_7, Tankanordnung im Flügel

3.2 Analyse und Anpassung der Konzepte

Bisher standen für die einzelnen Entwürfe nur die Anforderungen der Passagierunterbringung und der Installation der Wasserstofftanks im Vordergrund. Analyse und Anpassung der Konzepte an die Anforderungen sind jedoch ein iterativer Prozess, bei dem die Wechselwirkungen der verschiedenen Disziplinen berücksichtigt und aufeinander abgestimmt werden müssen. Aus den betrachteten Gebieten werden hier zwei beispielhaft noch einmal dargestellt.

- Die flugphysikalischen Aspekte mit einer aerodynamischen Anpassung der Komponenten an das Gesamtkonzept
- Die Sicherheitsaspekte mit einer Betrachtung der Bodenabfertigung wie es sich durch die Komponentenanzordnung ergibt.

In beiden Fällen werden zunächst vereinfachte Verfahren angewandt, wie sie bei der DA für eine Vorauswahl im Konzeptstadium verwendet werden. Bei der Betrachtung der Verhältnisse am Boden wurden sie, wie für kritische Bereiche üblich, zur Veranschaulichung durch räumliche Betrachtungen ergänzt.

3.2.1 Aerodynamische Voroptimierung

Da die Unterbringung der Wasserstofftanks in jedem Entwurf einen beträchtlichen Zuwachs an Volumen mit sich brachte, wurde zunächst die Ausgangssituation erfasst und in einem weiteren Schritt die verschiedenen Konfigurationen aerodynamisch voroptimiert. Als Kriterium für die Güte der Aerodynamik wurden die bespülten Oberflächen (Nullwiderstand) und die Volumenverteilungen der Entwürfe (Machwiderstand) herangezogen.

Für den Nullwiderstand wird dabei das spezifische Verhalten der unterschiedlichen Komponenten hinsichtlich Form und Lauflänge vernachlässigt. Ebenso wird für den Kompressiblen- und Interferenz-Widerstand auf die Berücksichtigung der Eigenschaften hinsichtlich des spezifischen Auftriebsverhaltens und der Wechselwirkung zwischen den Komponenten verzichtet. Für erste qualitative Bewertungen und Veränderungen sind diese Parameter jedoch ausreichend, insbesondere dann, wenn sie wie hier lediglich mit einer Referenz verglichen werden.

Die Volumenverteilung wurde über die Erfassung der Querschnittsflächen und deren grafischer Auftragung über der Flugzeuglänge erfasst. Dazu wurden die Querschnittsflächen

mit Hilfe des 3D-Zeichen-Tools „*Solid Works*“ ermittelt und über der Rumpflänge aufgetragen (siehe Bild 3.19).

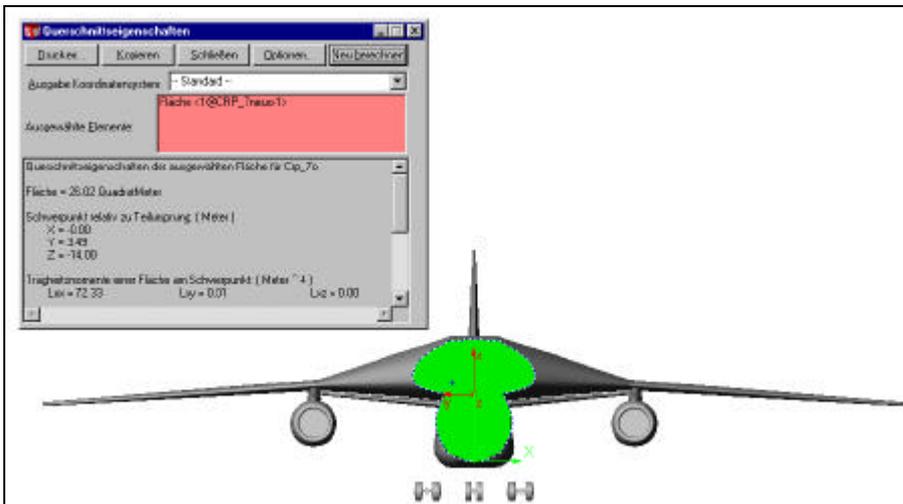


Bild 3.19 Querschnittsermittlung mit *Solid Works*

Die Gesamtoberflächen der einzelnen Konfigurationen konnten dagegen mit der DA-Erweiterung von *Solid Works*, (*PROLOG*) direkt ermittelt werden (siehe Bild 3.20). Die umspülte Fläche kann als Maß für die Reibung und somit für den Widerstand des jeweiligen Entwurfes herangezogen werden.

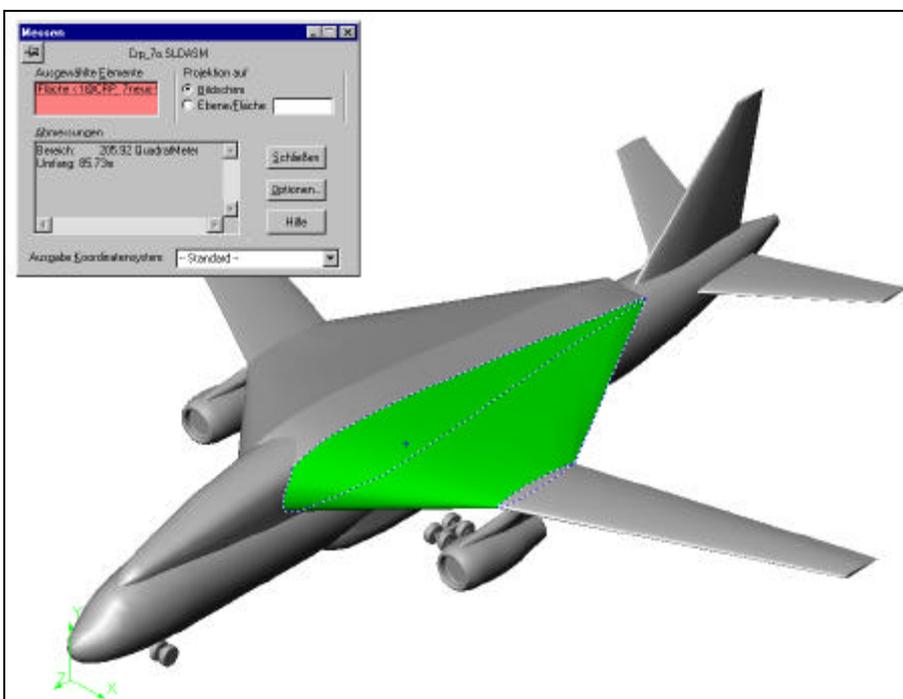


Bild 3.20 Oberflächenermittlung mit *Solid Works*

Für die Volumenverteilung ergab sich beim Basismodell der für Drachenkonfigurationen typische Verlauf. Die größte Änderung tritt im Bereich des Flügelanschlusses auf. Hier liegen Fairing, Flügelwurzel und Triebwerk nahezu auf einer Höhe und bringen dort Volumenzuwachs. Die Abstimmung der Komponenten führt dabei zu einem kontinuierlichen und homogenen Verlauf, der sich auf den Gesamtwiderstand auswirkt und ergibt die Referenzkurve (siehe Bild 3.21).

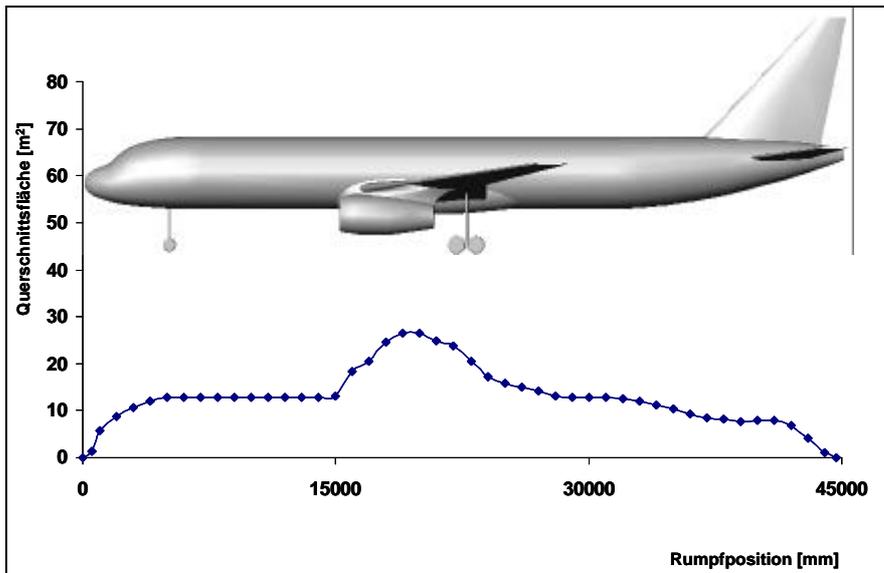


Bild 3.21 TE 322, Flächenquerschnittsverteilung

Bei der Konfiguration mit den Tanks unter den Flügeln bleibt der prinzipielle Verlauf der Basisversion erhalten, liegt allerdings im Mittelbereich auf höherem Niveau (siehe Bild 3.22). Der dadurch bedingte steilere Anstieg mit seinem nachteiligen Widerstandseinfluss kann jedoch durch eine Verringerung des Tankdurchmessers verbunden mit entsprechender Verlängerung abgemindert werden. Allein durch die Vergrößerung des Maximalquerschnittes um etwa ein Viertel muss aber im Reiseflug mit höherem Widerständen gerechnet werden. Wie auch bei den Anpassungen der nachfolgenden Konzepte wurden dabei die Wechselwirkungen mit anderen Bereichen wie Gewicht, Stabilität und Zugänglichkeit nicht betrachtet.

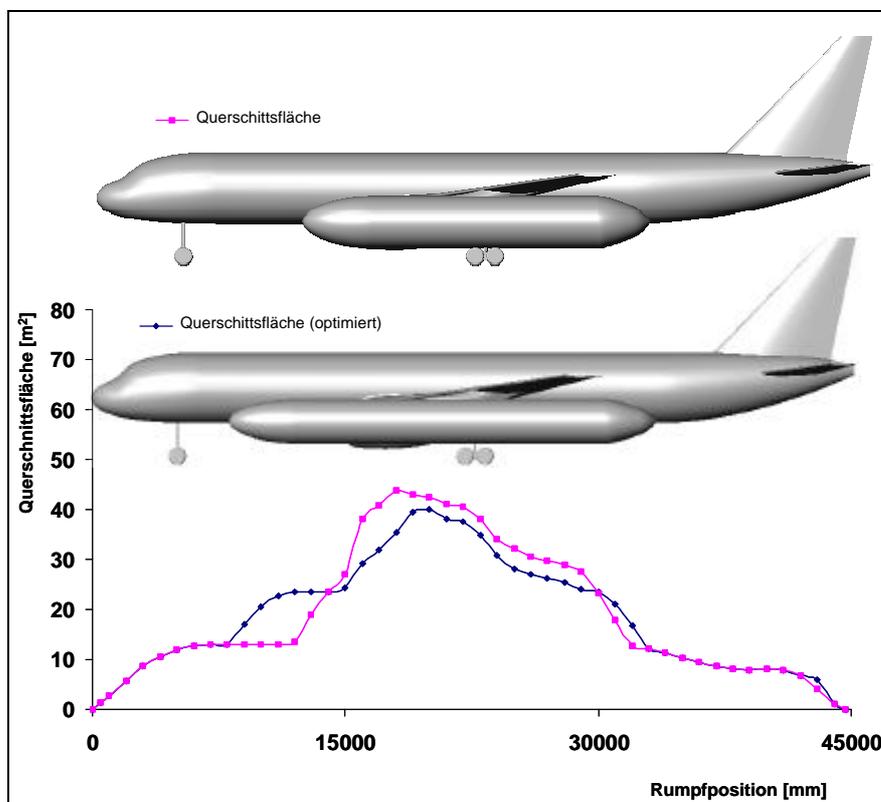


Bild 3.22 Crp_1, optimierte Flächenquerschnittsverteilung

Auch hier ist der Volumenverlauf der ersten Konzeptskizze sehr unstetig, mit starkem Volumenzuwachs im Flügel-, Triebwerk- und Tankbereich. Erhebliche Gradientenänderungen sowie lokale Maxima und Minima lassen große Zusatzwiderstände im Reiseflug erwarten. Durch Veränderungen der Tankform im vorderen und hinteren Bereich lassen sich diese Effekte vermeiden. Der Maximalquerschnitt erreicht dadurch fast das Niveau des Referenzflugzeuges, nicht jedoch die Stetigkeit (siehe Bild 3.23). Es muss also mit etwas höheren Widerständen im kompressiblen Bereich gerechnet werden.

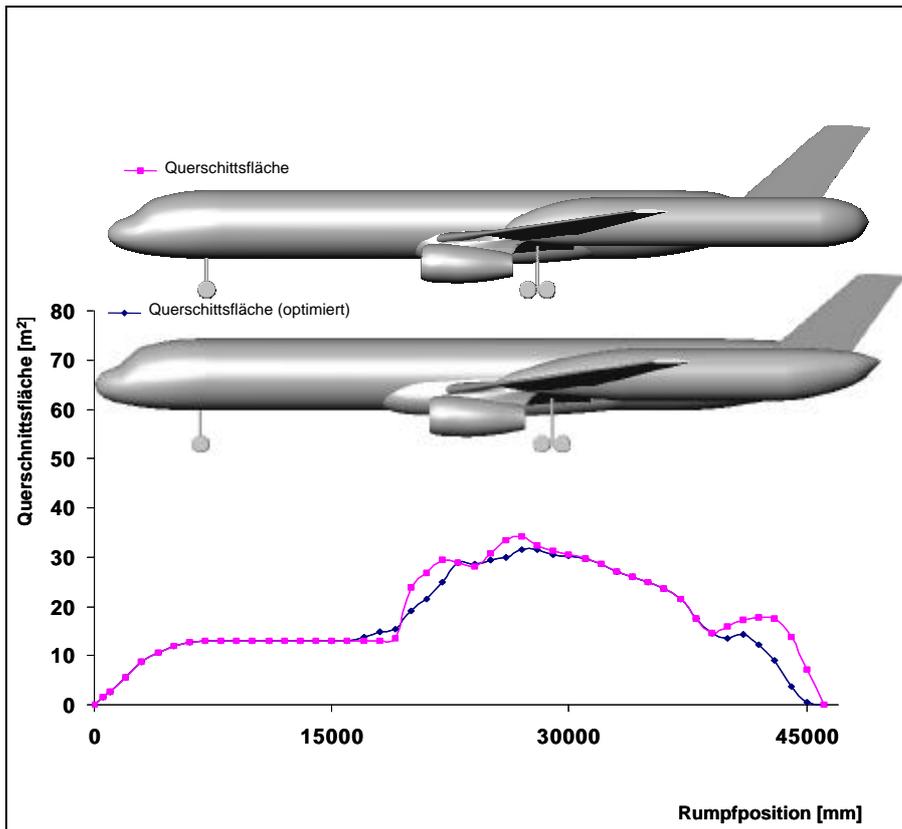


Bild 3.23

Crp_2, optimierte Flächenquerschnittsverteilung

Während das Ausgangskonzept dieser Anordnung noch einige Sprünge in der Volumenverteilung aufweist, zeigt die angepasste Variante einen recht homogenen Verlauf mit geringeren Schwankungen. Ursache dafür sind die beiden Flügelpaare, die durch die jeweils geringe mittlere absolute Profiltiefe und damit auch Profildicke nur wenig Beitrag zum Volumen liefern. Zusätzlich bewirkt der schlankere Tank mit der veränderten Anlaufhöhe einen weniger steilen Gradienten und verbessert den Übergangsbereich zu Triebwerk und Leitwerk (siehe Bild 3.24). Zusatzwiderstände im Reiseflug werden für dieses Konzept deshalb nicht erwartet, zumal auch der Maximalquerschnitt geringer ist als beim Referenzflugzeug. Inwieweit allerdings aus den Interferenzen zwischen Flügel und Tank Zusatzwiderstände entstehen, ist nicht erfassbar.

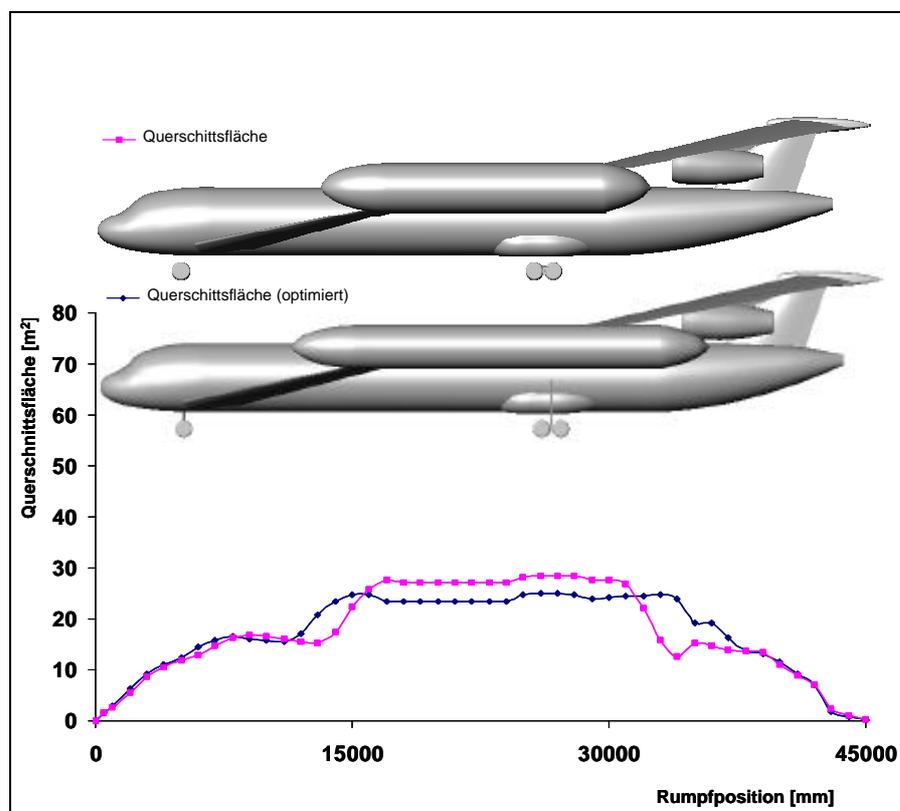


Bild 3.24 Crp_3, optimierte Flächenquerschnittsverteilung

Der prinzipielle Verlauf dieses Konzeptes entspricht im Wesentlichen ebenfalls dem des Referenzflugzeuges, wenn auch auf deutlich höherem Niveau. Der Tank bewirkt eine um ein Viertel größere Maximalfläche. Durch Formanpassungen lässt sich dieser Verlauf nur geringfügig korrigieren (siehe Bild 3.25). In jedem Fall muss also von einem höheren Reiseflugwiderstand ausgegangen werden.

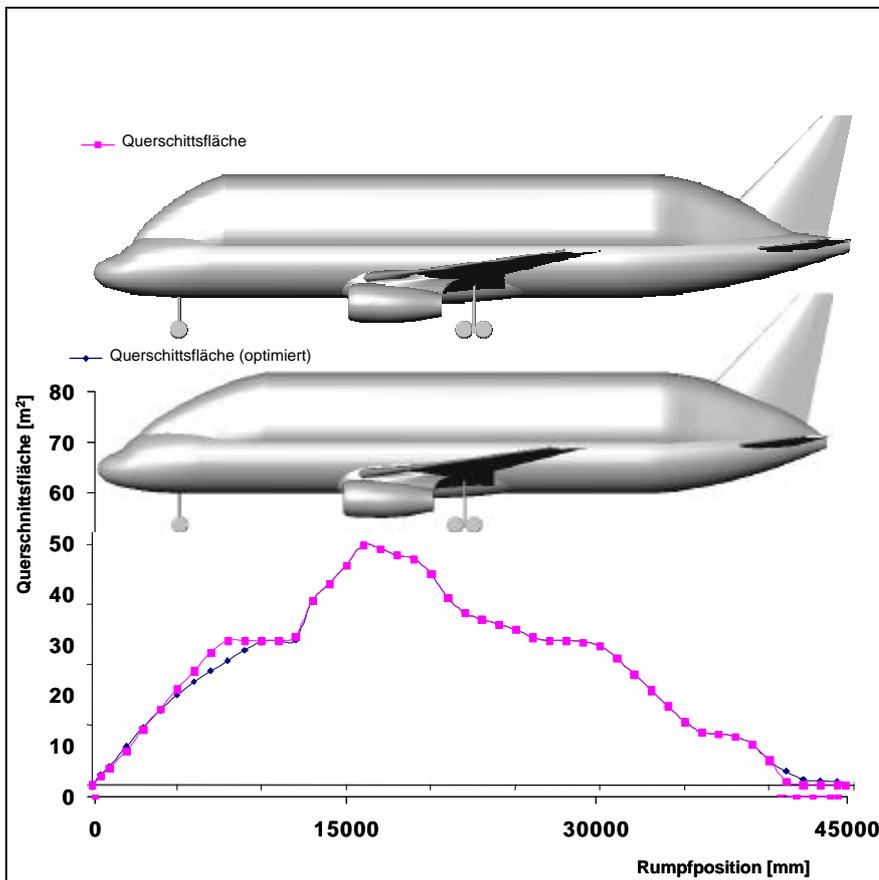


Bild 3.25 Crp_4, optimierte Flächenquerschnittsverteilung

Auch bei diesem Konzept bleibt der prinzipielle Verlauf der konventionellen Referenzkonfiguration erhalten. Der Gradient der Kurve im Flächenanlaufbereich ist jedoch steiler und der Maximalquerschnitt mehr als doppelt so groß, so dass sich der Widerstand im Reiseflug gegenüber dem Referenzflugzeug, aber auch gegenüber den anderen Varianten, erheblich erhöhen wird (siehe Bild 3.26). Da Verschiebungen des Flügels nicht möglich sind und weitere Modifikationen kaum Änderungen bringen werden, wurde auf eine zusätzliche Anpassung verzichtet.

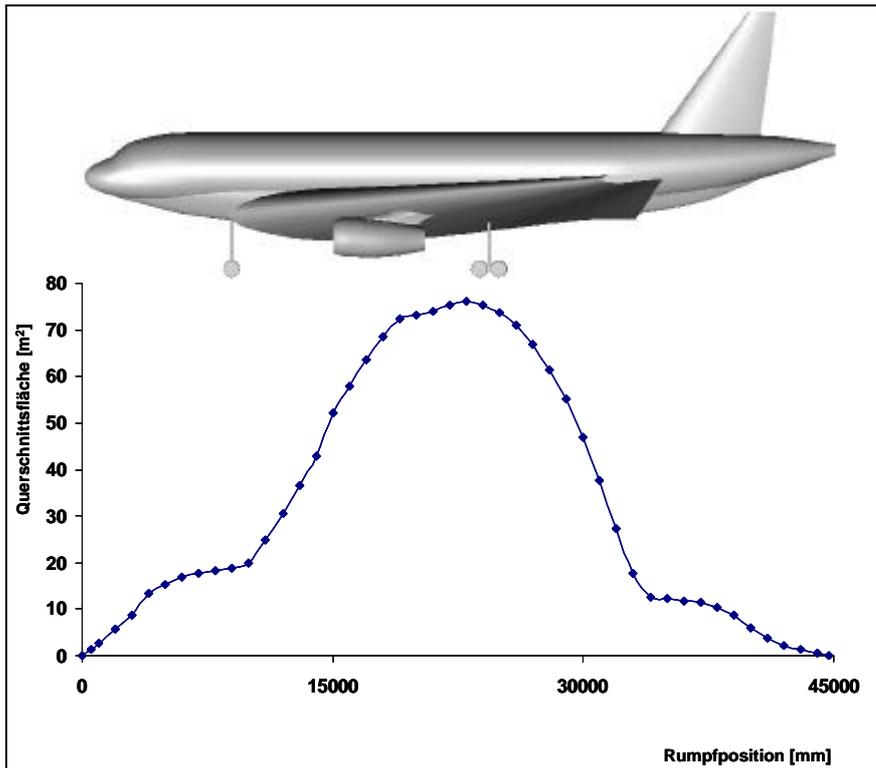


Bild 3.26 Crp_5, optimierte Flächenquerschnittsverteilung

Der Volumenverlauf ist auch bei diesem Konzept ähnlich dem der Referenzkonfiguration. Durch den aufgesetzten Flügel mit hohem Volumen im Innenbereich liegt der Maximalwert jedoch weit höher. Zwar lässt sich durch die Gestaltung der Übergangsverkleidung zum Rumpf der Verlauf noch geringfügig korrigieren. In jedem Fall ist jedoch von höheren Widerständen auszugehen (siehe Bild 3.27).

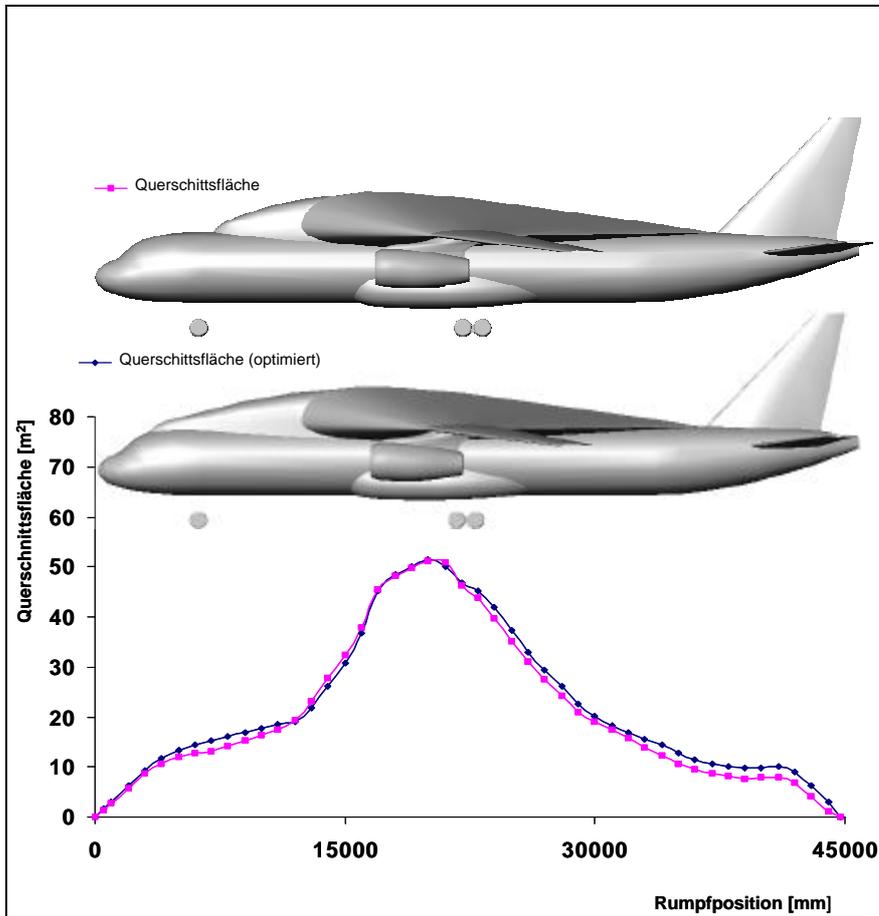


Bild 3.27 Crp_7, optimierte Flächenquerschnittsverteilung

Abgesehen vom Referenzflugzeug gehen alle neuen Konzepte von gleichem Nutzlast- und Kraftstoffvolumen aus. Trotzdem ergeben sich für das Gesamtvolumen erhebliche Unterschiede, wobei Minimal- und Maximalwert um den Faktor zwei auseinanderliegen (siehe Bild 3.28). Hier wirkt sich bei der ungünstigen Variante Crp_5 die Aufgabenverknüpfung von Komponenten aus, da durch die Integration des kompletten Tanksystems im Flügel viel Volumen ungenutzt bleibt. Beim „Joint-Wing“ (Crp_3) sind die Aufgaben von Nutzlastunterbringung, tank und Auftriebserzeugung konsequent voneinander getrennt, trotzdem bzw. gerade deshalb resultiert daraus das geringste Gesamtvolumen, d.h. es wird am wenigsten Raum verwendet. So ändern sich durch die besonderen Randbedingungen die Standardprinzipien der konventionellen Konzeptauslegung und –nutzung.

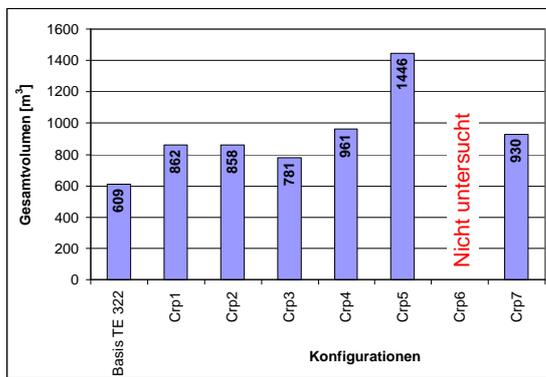


Bild 3.28 Gesamtvolumen

Für die Gesamtoberfläche zeigen sich etwas veränderte Tendenzen. Wie zuvor ist auch hier die Lösung mit allen Tanks im Flügel die ungünstigste. Alle anderen Konzepte liegen aber in der gleichen Größenordnung. Etwas abgesetzt mit dem niedrigsten Wert ist lediglich die bekannte Lösung mit Rumpftanks über der Kabine. Der ungünstige Formfaktor der Tank-Rumpf-Kombination (der sich bereits im relativ großen Volumen widerspiegelt) wird diesen Vorteil im Nullwiderstand jedoch weitgehend wiederkompensieren (siehe Bild 3.29).

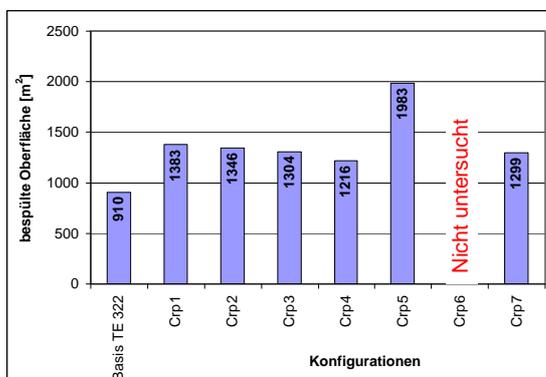


Bild 3.29 bespülte Oberflächen

3.2.2 Bodenabfertigung und Zugänglichkeiten

Der Einfluss zusätzlicher Komponenten am Flugzeug auf die Bodenabfertigung, ist eines der Kriterien, auf die der Kunde, die Fluggesellschaft, zuerst achten wird. Sicherheit wird vorausgesetzt und die Zugänglichkeiten müssen gewährleistet sein. Aber auch die Grundprinzipien für die Bodenabfertigung müssen erfüllt sein.

So müssen die Standzeiten auf dem Flughafen möglichst kurz sein, da sie die Produktivität des Flugzeuges (Blockzeiten, Flüge pro Tag) direkt beeinflussen. Aus diesem Grund ist heute bei allen neuen Flugzeugen ein Nebeneinander aller Abfertigungsfunktionen („parallel servicing“) möglich und für Neuentwürfe Grundvoraussetzung. Jedes Nacheinander und jedes komplizierte Beladeverfahren kostet Zeit und reduziert den Gewinn. Hier ergeben sich bei den neuen Konfigurationen erhebliche Probleme.

Die zusätzlichen Außentanks am Flügel behindern nicht nur die freie Zufahrt der Fahrzeuge zu verschiedenen Türen und Toren, sie machen diese im Sinne einer einfachen Abfertigung zum Teil sogar unzugänglich. Bei der Bedienung des zweiten Türpaares durch Fingersteig (in Flugrichtung links) und Küchenfahrzeug (in Flugrichtung rechts), sowie das hintere Frachttor durch den Container-Lader sind Beschädigungen der Struktur durch die Fahrzeuge zu erwarten (siehe Bild 3.30 und Bild 3.31). Eine derartige Situation ist nicht akzeptabel. Verschiebungen der Türen und Tore sind ebenfalls nicht möglich. Dies zum Teil aus strukturellen Gründen, in jedem Fall aber wegen des erzwungenen Nacheinanders bei der Abfertigung. Das Bild 3.31 zeigt, wie stark die verschiedenen Disziplinen zusammenhängen, denn bei dem aerodynamisch verbesserten Entwurf werden durch die längeren Tankstrukturen alle Probleme noch größer.

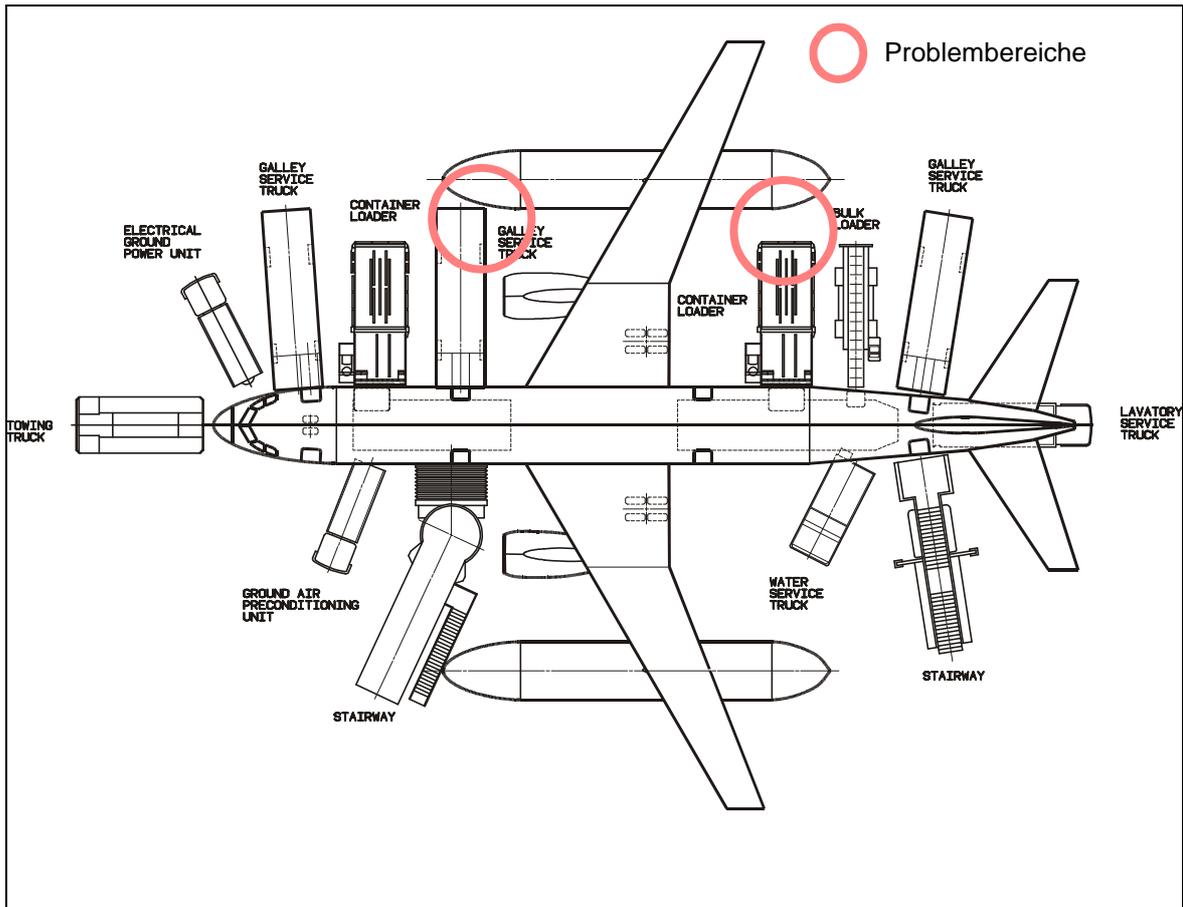


Bild 3.30 Crp_1, Ground Handling

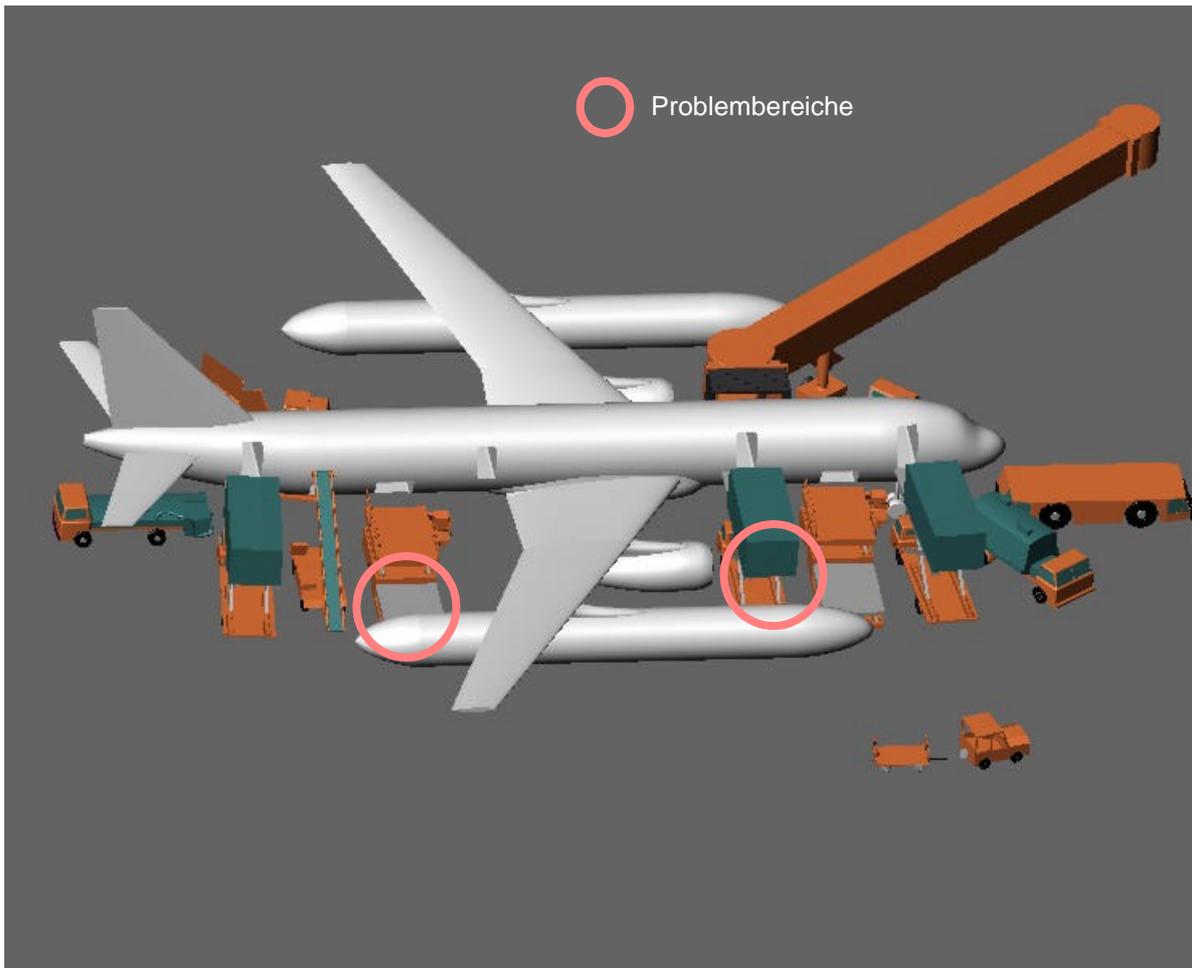


Bild 3.31 Crp_1, Ground Handling als 3D-“Solid-Works“-Modell

Die Zugänglichkeiten zu Türen, Toren und Servicepunkten und die Möglichkeit zur Bodenabfertigung sind bei Entwurf Crp_2 ähnlich ungünstig wie bei dem vorhergehenden Vorschlag. Allerdings sind die Behinderungen auf den Heckbereich beschränkt (siehe Bild 3.32). Wie bei konventionellen Entwürfen mit Hecktriebwerken konzentriert sich die Kabinenversorgung auf den vorderen Rumpfteil. Dies hat lange Wege für die Küchenversorgung zur Folge und führt zu entsprechend längeren Verweilzeiten in der Kabine. Hier könnten mit einer zusätzlichen Tür im Heck neue Möglichkeiten geschaffen werden. Da sich bei der überarbeiteten Variante nur die Konturen der Tanks geändert haben, gelten dafür die gleichen Bedingungen und Restriktionen (siehe Bild 3.33).

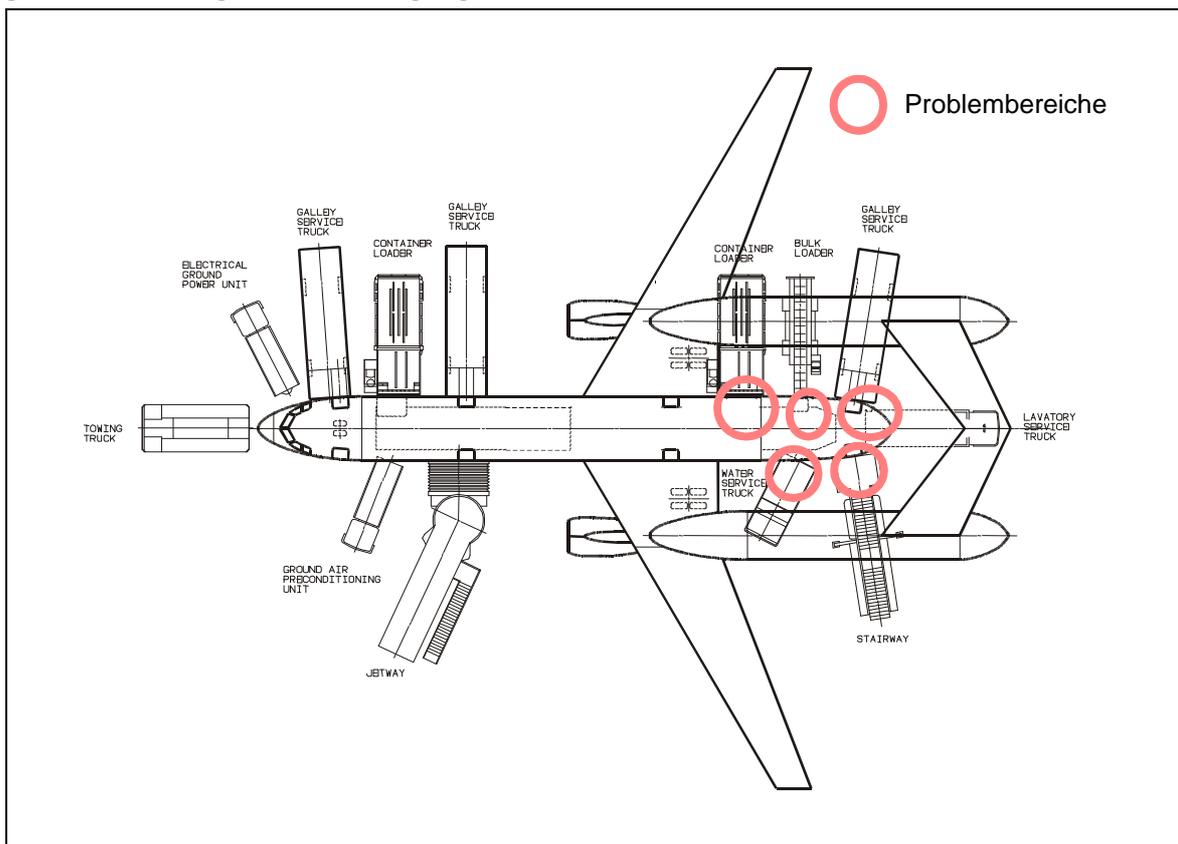


Bild 3.32 Crp_2, Ground Handling

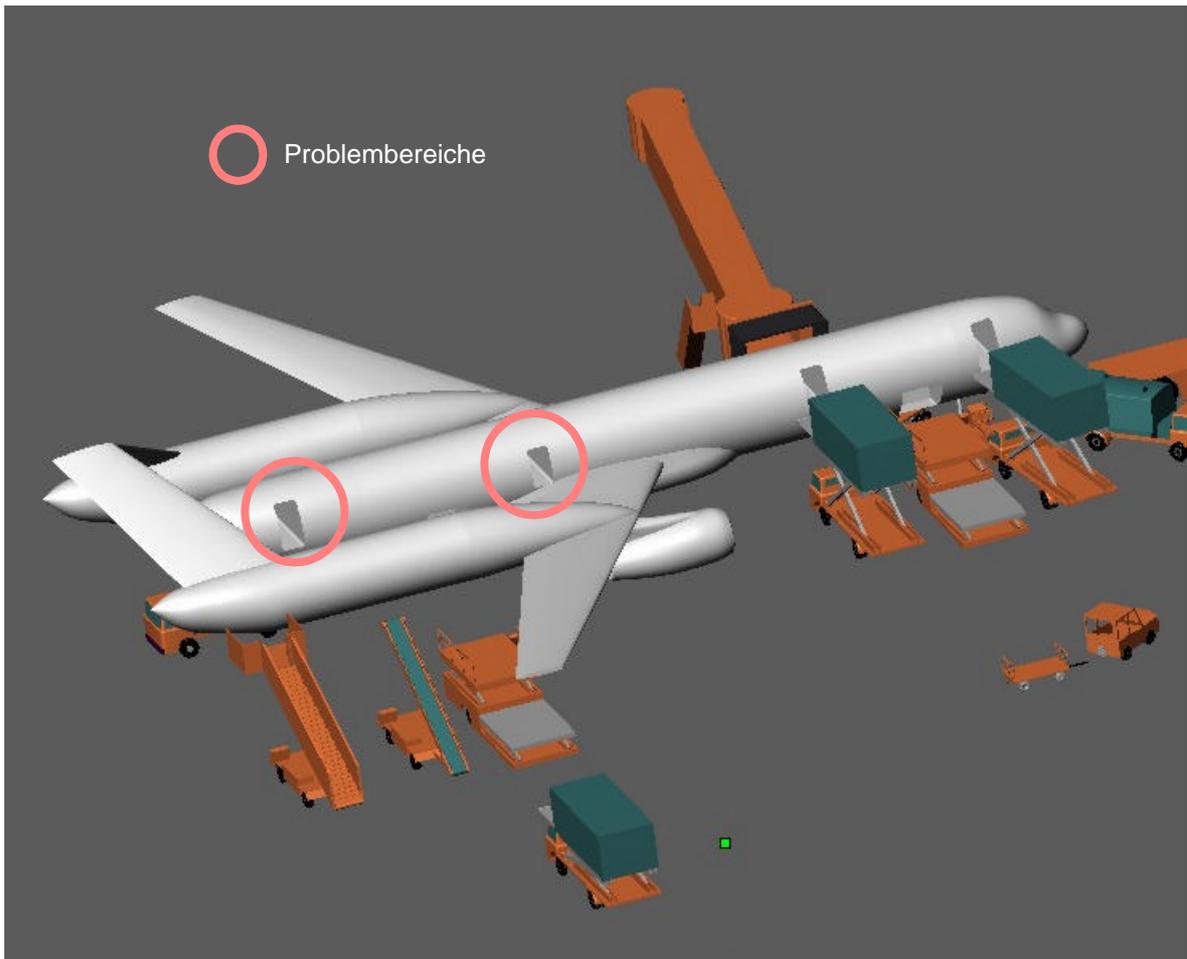


Bild 3.33 Crp_2, Ground Handling als 3D-“Solid-Works“-Modell

Für den “Joined Wing” (Crp_3) ist eine Bodenabfertigung mit herkömmlichen Versorgungseinheiten kaum zu realisieren. Im vorderen Rumpfbereich behindert der unten angesetzte Flügel die Zugänglichkeit zu allen Versorgungsbereichen. Im hinteren Rumpfbereich wird die Zugänglichkeit durch die Triebwerke und das Fahrwerk behindert (siehe Bild 3.34). Das gilt auch für den Durchgang zum mittleren Rumpfbereich, wozu entsprechend niedrige Fahrzeuge erforderlich sind (siehe Bild 3.35). Die Verwendung von Fingersteigen, Voraussetzung für alle zukünftigen Flugzeuge mit mehr als 100 Sitzen, erscheint völlig ausgeschlossen. Das Konzept ist allein aus diesen Gründen nicht sinnvoll realisierbar.

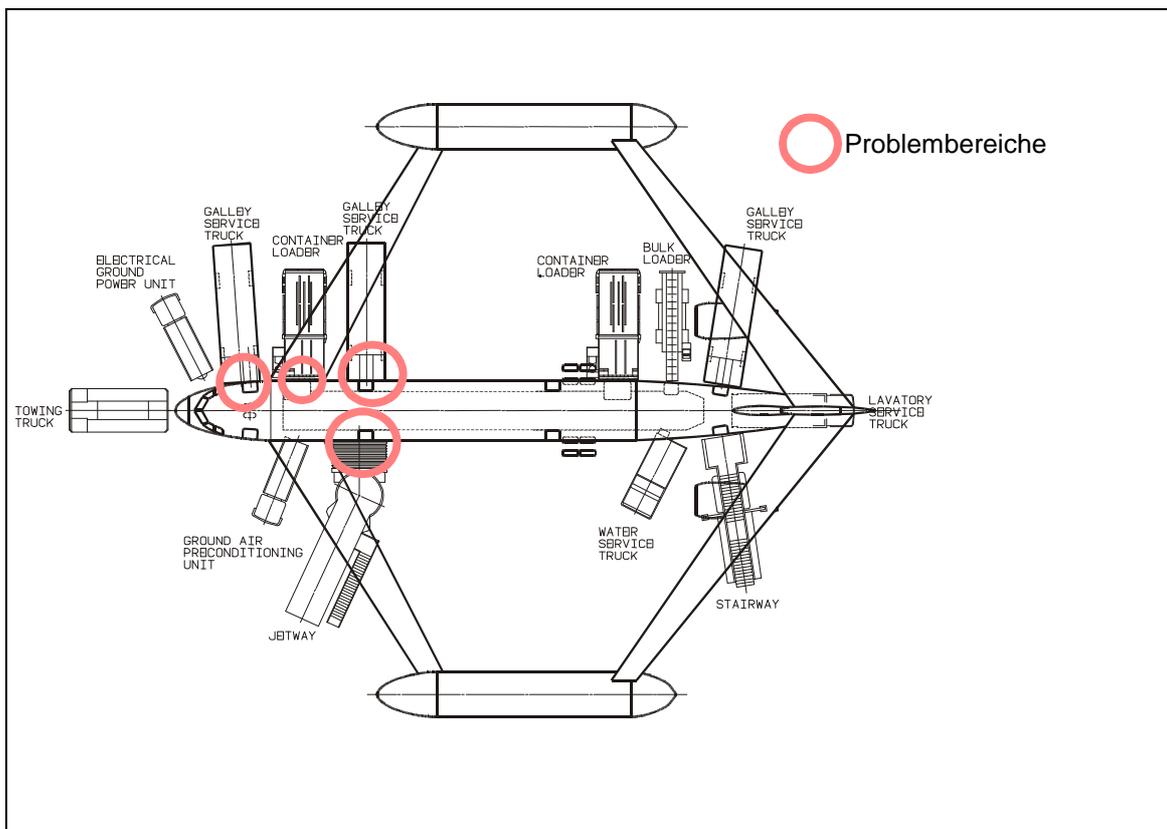


Bild 3.34 Crp_3, Ground Handling

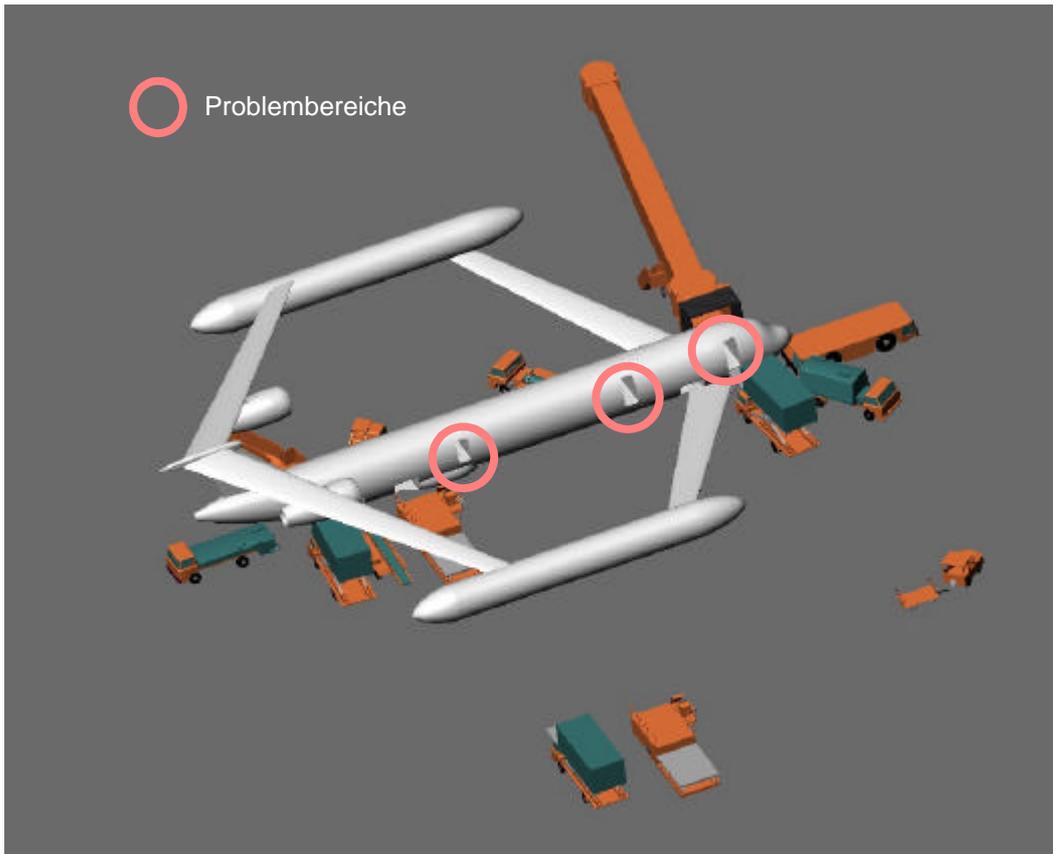


Bild 3.35 Crp_3, Ground Handling als 3D-“Solid-Works“-Modell

Bei dem Konzept des Crp_4 kann die Bodenabfertigung vom Referenzflugzeug übernommen werden, da die Tanks oberhalb der Kabine untergebracht sind und nicht die Türbereiche beeinträchtigen. Die Haupteinstiegsbereiche vorn und hinten können unproblematisch mit Fingersteigen bedient werden und auch die Zugänglichkeit für alle anderen Versorgungsfahrzeuge ist gewährleistet (siehe Bild 3.36 und Bild 3.37).

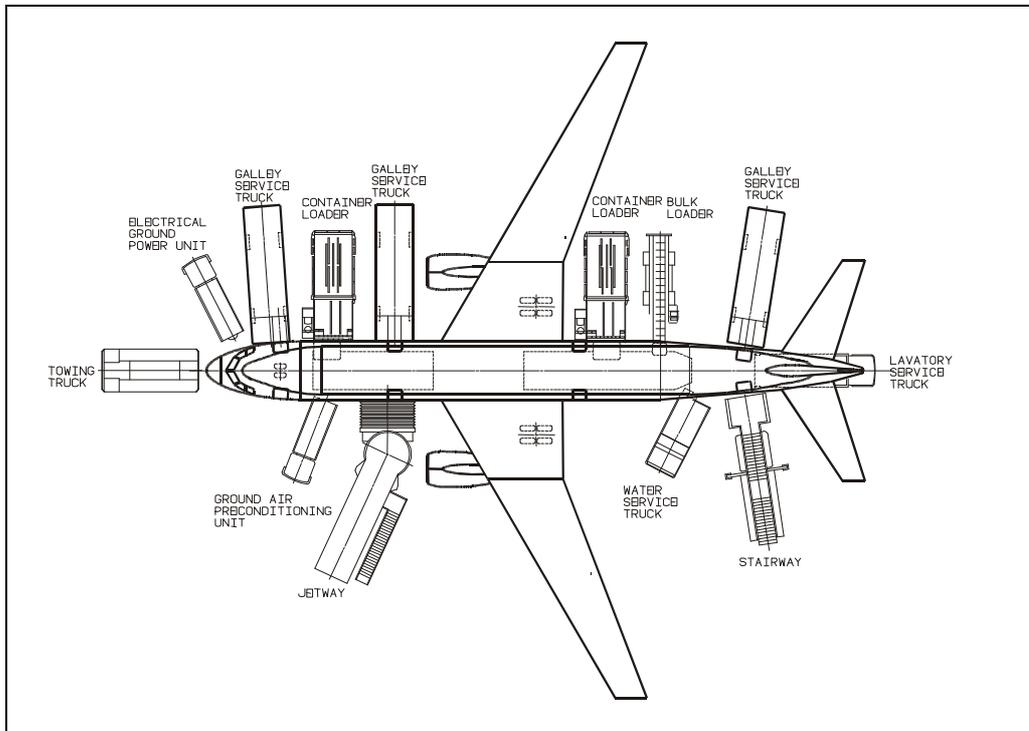


Bild 3.36 Crp_4, Ground Handling



Bild 3.37 Crp_4, Ground Handling als 3D-“Solid-Works“-Modell

Durch die große und lange Flügelwurzel konzentrieren sich die Versorgungsbereiche bei dem Entwurf des Crp_5 ausschließlich auf den vorderen und hinteren Rumpfbereich. Entsprechend schwierig bzw. überhaupt nicht möglich ist eine gleichzeitige Bedienung. Daneben sind einige Bereiche, wie zum Beispiel der hintere Frachtraum, überhaupt nicht zugänglich (siehe Bild 3.38 und Bild 3.39). Da der voluminöse Flügel unter dem Rumpf angeordnet ist, befindet sich der Rumpf außerdem relativ hoch über dem Boden, zumal sich unter dem Flügel noch die Triebwerke befinden. Eine Versorgung der Kabine mit Standardfahrzeugen ist dadurch kaum möglich.

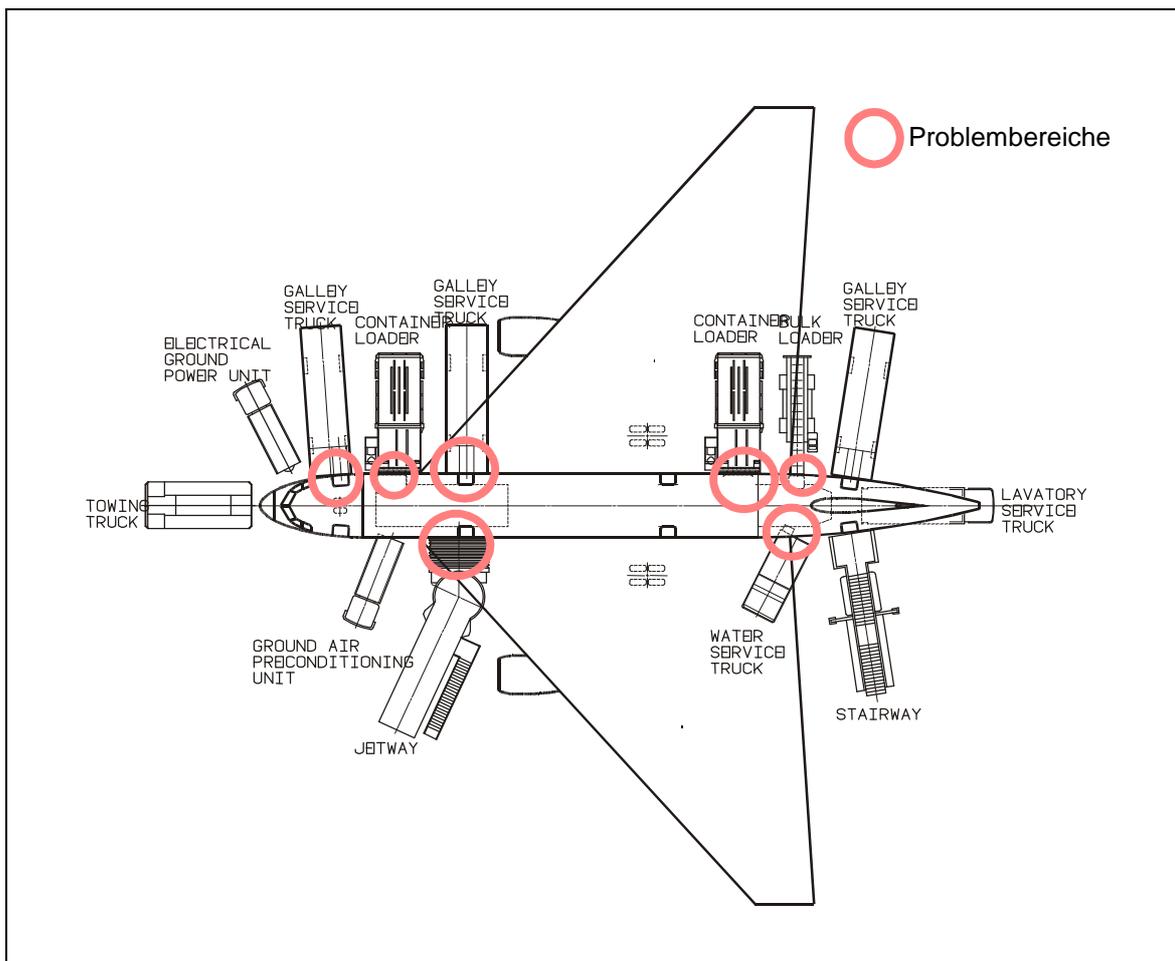


Bild 3.38 Crp_5, Ground Handling



Bild 3.39 Crp_5, Ground Handling als 3D-“Solid-Works“-Modell

Für die Bodenabfertigung ist das Konzept des Crp_7 relativ unproblematisch. Die Anordnung der Fahrzeuge kann annähernd unverändert vom Referenzflugzeug übernommen werden. Lediglich der Fingersteig am zweiten vorderen Türenpaar kann eine geringe, aber mögliche Verschiebung dieser Türen erforderlich machen. Eine Anpassung des Flügelgrundrisses kann hierzu gegebenenfalls auch in Betracht gezogen werden (siehe Bild 3.40 und Bild 3.41).

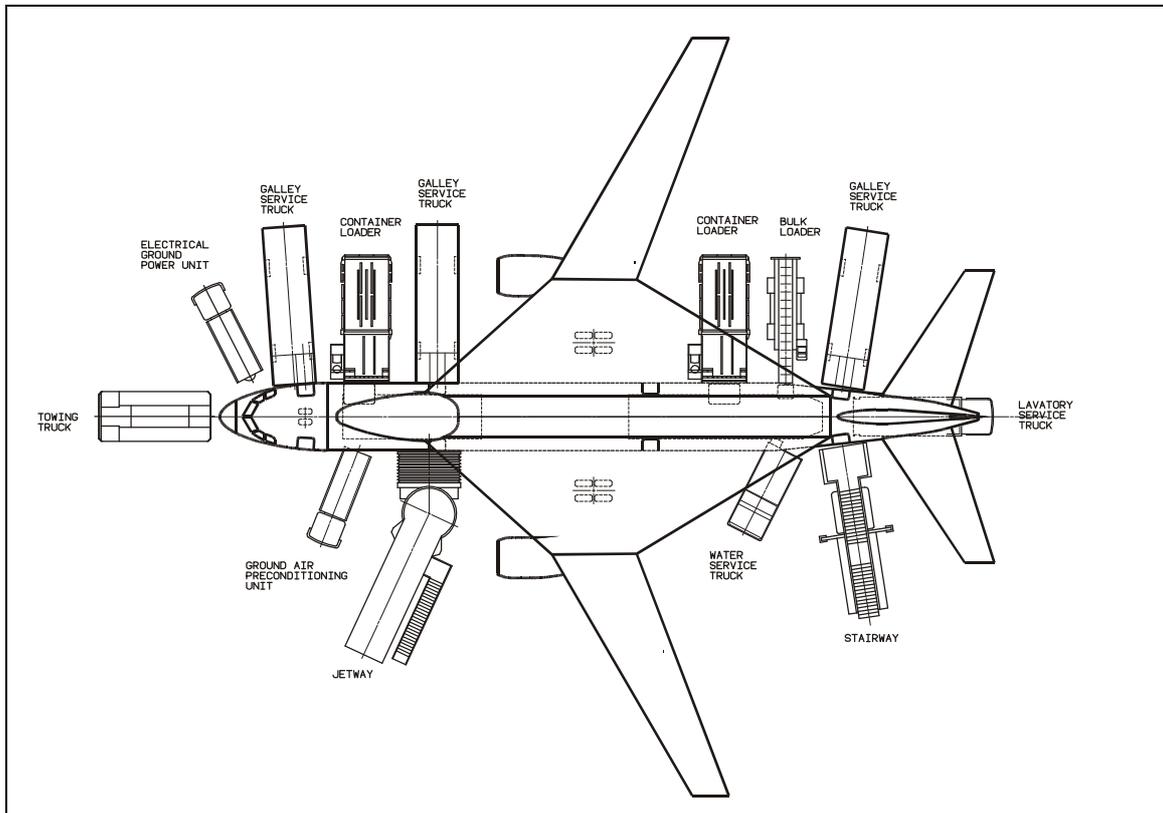


Bild 3.40 Crp_7, Ground Handling

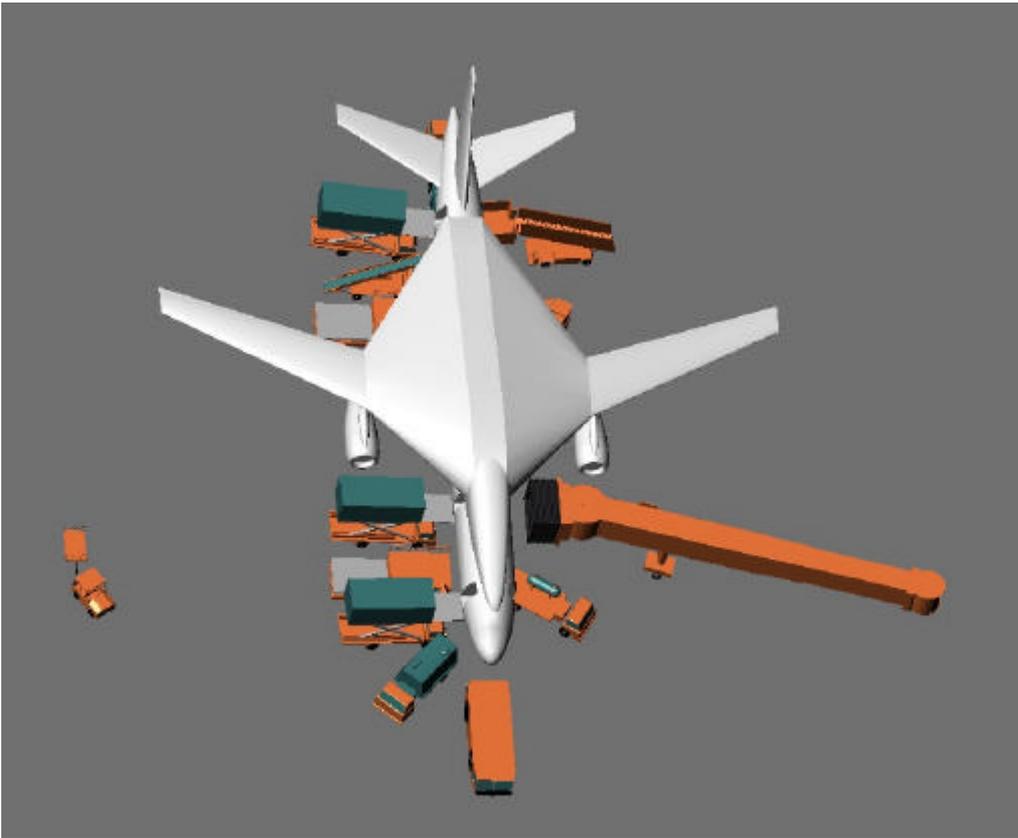


Bild 3.41 Crp_7, Ground Handling als 3D-“Solid-Works“-Modell

3.3 Konzeptbewertung

Für die qualitative Bewertung der untersuchten Konfigurationen, werden die Vor- und Nachteile des jeweiligen Konzeptes einander gegenübergestellt.

3.3.1 Crp_1

Mit der Anordnung der Tanks unter den Tragflächen, sind die primären Entwurfsparameter des Wasserstoffkonzeptes erfüllt. Nämlich die Unterbringung des Kraftstoffes und die Sicherheit der Passagiere in der Kabine. Selbst im Fall eines Schaufelbruchs im Triebwerk sind die Folgen abschätzbar und dürften lediglich zum Ausfall eines Tanks führen. Bei dieser Konfiguration kann der Rumpf geometrisch unverändert vom Basisflugzeug übernommen werden. Es wird jedoch wahrscheinlich eine größere Flügelfläche nötig, da die unterhalb der Tragflächen angebrachten Tanks einerseits die Flügelaerodynamik stören und andererseits zusätzlichen Widerstand verursachen. Der Flügel-Rumpfbereich müsste also mit größeren Kastentiefen neu konzipiert werden. Durch das beim Wasserstoffantrieb typische hohe MLW müsste ebenfalls das Hauptfahrwerk angepasst werden. Der größere Flügel, daran angepasste Leitwerke und ein verändertes Fahrwerk bringen durch ihre Strukturen einen Zuwachs im MWE.

Die an den Flügeln angebrachten Tanks bewirken eine örtliche Entlastung des Flügels. Im Flugfall bedeutet das eine Verminderung der örtlichen Querkraft und ein geringeres Wurzelbiegemoment. Am Boden ist die Belastung des Flügels dagegen unverhältnismäßig höher. Auch bei einem Abfangmanöver sind die Belastungen für die Flügelbox höher als beim Referenzflugzeug, da der Schwerpunkt der Tanks auf 25 % MAC und damit vor der lokalen Flügeltiefe liegt. Es ist also mit erhöhter Torsion im Bereich des Tankanschlusses am Außenflügel zu rechnen. Insgesamt erscheint die strukturelle Anbindung der Wasserstofftanks nicht unproblematisch.

Am meisten ist durch die Tanks die Bodenabfertigung betroffen. Das hintere Frachttor ist nicht zugänglich. Damit der Container Loader das Frachttor anfahren kann und eine Beladung überhaupt möglich ist, wäre eine Verschiebung des Frachtores in den konischen Bereich des Flugzeughecks nötig. Die zweite Tür kann nicht von dem Galley Service Truck angefahren werden. Die Notevakuierung ist zumindest nicht durch die Position der Tanks beeinträchtigt. Die Notrutschen können problemlos aufgeblasen werden (Siehe Bild 3.42). Inwiefern sich beschädigte, oder sogar brennende Tanks auf die Notevakuierung auswirken, bedarf allerdings einer gesonderten Untersuchung.

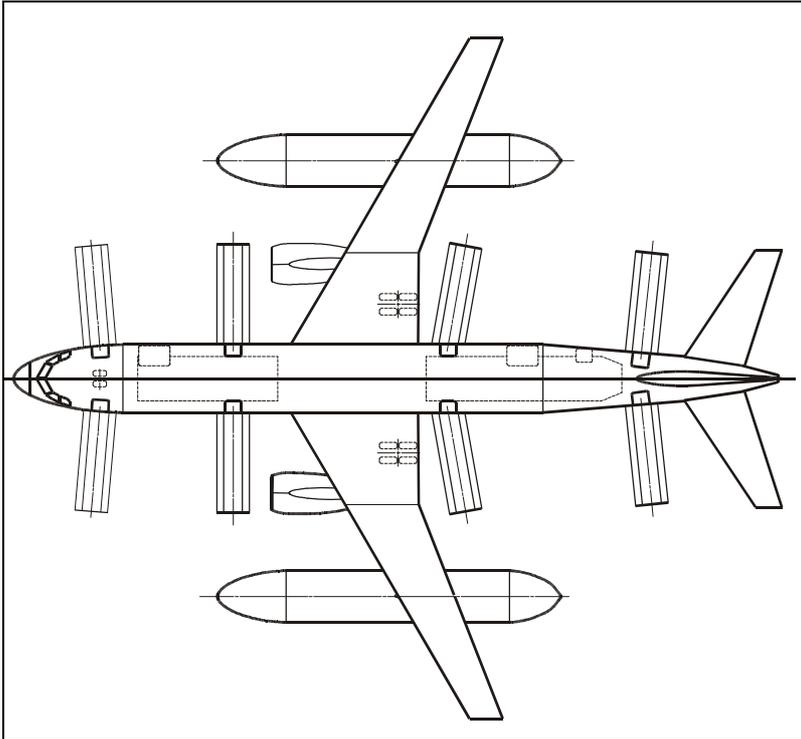


Bild 3.42 Crp_1, Notevakuierung

3.3.2 Crp_2

Auch dieses Konzept gewährleistet die Sicherheit der Passagiere durch die Unterbringung des Wasserstoffes außerhalb der Kabine. Die an den Flügel angeschlossenen Tanks haben auch hier eine Massenentlastung für den Flügel zur Folge. Nur die strukturelle Anbindung der Tanks an die Flügelhinterkante ist konstruktiv schwierig zu lösen, denn im gleichen Bereich liegt die Krafteinleitung für die Triebwerksaufhängung und für das Hauptfahrwerk. Obwohl die Tanks in dieser Anordnung bereichsweise mittragend sind, wird der Mehraufwand an Struktur erheblich sein. Die Tankstruktur kann bei diesem Konzept nicht mit den standardmäßig vorgesehenen Blechstärken realisiert werden, da über sie die Leitwerkskräfte in die Hauptstrukturen eingeleitet werden müssen. Hier muss mit vergrößertem Bruttovolumen und detaillierterer Betrachtung auch mit höheren Massen gerechnet werden. Es entfällt zwar die Torsion des Rumpfes durch das Seitenleitwerk und die Biegung durch das Höhenleitwerk, die Torsion im Flügel durch die beiden Tanks wird diesen Effekt jedoch überkompensieren. Das MWE würde also auch bei diesem Konzept steigen. Der Schwerpunkt ist im Vergleich zum Basismodell weit nach hinten verschoben und die Position der Wasserstofftanks erschwert so die Einhaltung des Heckfreiwinkels. Die zusätzlichen Oberflächen der Tanks verursachen im Flugfall mehr Reibung und haben so eine Zunahme des Widerstandes zur Folge. Die Umströmung des Innenflügels ist durch Triebwerk, Pylon und die angeschlossenen Tanks erheblich gestört. Wie sich diese Tankkonfiguration auf die Anströmung des Leitwerkes auswirkt, lässt sich nur schwer abschätzen. Im Vergleich zum Ausgangsflugzeug hat sich die aerodynamische Güte im Bereich hinter dem Flügel erheblich verschlechtert. Das mit den Tanks kombinierte neue V-Leitwerkssystem ist in dieser Art noch

Leitwerk ist nicht für Verkehrsflugzeuge erprobt. In diesem Fall müssten die Signale vom Cockpit über die Flügel und durch die Tanks zu den Steuerflächen des Leitwerks übertragen werden. Im hinteren Rumpfdrittel ist mit derzeitigen Methoden keine Bodenabfertigung möglich. Die Notevakuierung ist in diesem Bereich ebenfalls nicht ausführbar (siehe Bild 3.43).

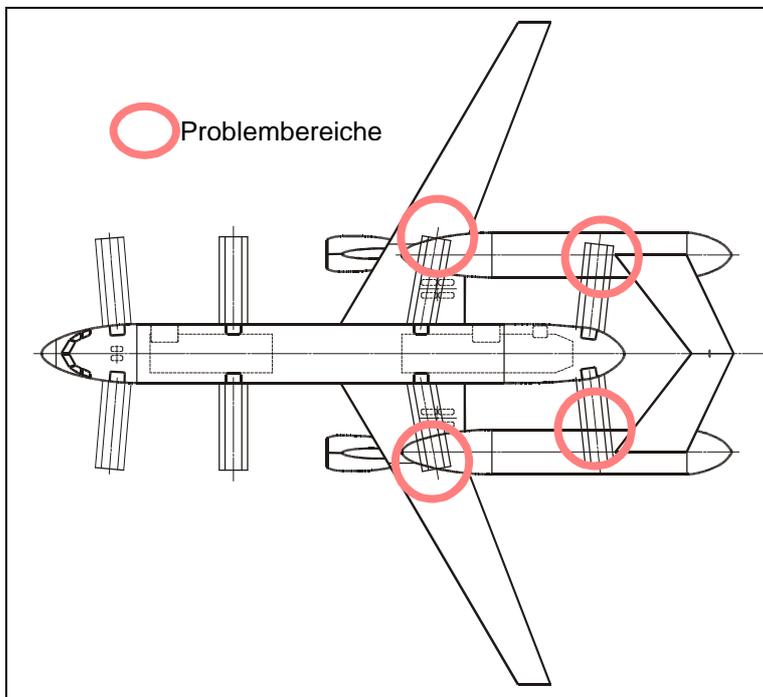


Bild 3.43 Crp_2, Notevakuierung

3.3.3 Crp_3

Das untersuchte „Joined Wing“-Konzept bringt die für diese Konfiguration kennzeichnenden Vorteile mit sich. Dies sind zum einen die aerodynamischen Vorteile durch die erhebliche Verringerung des induzierten Widerstandes, da das verbundene Tragflügelssystem keine freien Randwirbel erzeugt. Auf der anderen Seite soll das strukturelle Prinzip zu Gewichtseinsparungen führen. Dadurch, dass sich die Tragflügel wie bei einem Fachwerk gegenseitig stützen, werden die Torsions- und Biegebelastungen im Verhältnis zum freitragenden einzelnen Flügel kleiner. In der Kombination mit den an den Flügelspitzen installierten Wasserstofftanks werden die Torsions- und Biegebelastungen insbesondere im Innenflügelbereich nochmals verringert, da so auch die Tanks Teil der Fachwerksstruktur sind.

Diesen Vorteilen stehen aber auch einige Schwachpunkte gegenüber. Die getrennte Anlenkung von Flügel und Fahrwerk macht zusätzliche Krafteinleitungsspannte für das Fahrwerk nötig, was zu höheren Gewichten führt. Auch das Tragflächenpaar wird zu einem Anwachsen des MWE führen. Die Konfiguration verfügt zwar über die gleiche Spannweite und Gesamtflügelfläche wie die Referenz, aber die beiden stark gepfeilten und zugespitzten Flügel werden mit allen Sekundärstrukturen (Klappen, Ruder) mehr wiegen, als der

entsprechende Flügel der TE 322. Da das Fahrwerk bei diesem Konzept direkt am Rumpf angelenkt werden muss, lässt sich nur eine verhältnismäßig geringe Fahrwerksspur realisieren und das obwohl das Kippverhalten durch die außenliegenden Tanks stark erhöht wird.

Um die Funktion der Notrutschen zu gewährleisten, gibt es Randbedingungen, die deren Anbringung beschränkt. Sie dürfen höchstens um 20 Grad gegenüber der Tür gedreht sein. Um dieses Problem zu vermeiden wurden die zweite und dritte Tür vom Typ C zu einer vom Typ A zusammengelegt (siehe Bild 3.44). Das Sitzlayout musste entsprechend angepasst werden (siehe Bild 3.45). Wie schon bei den ersten beiden Entwürfen ist auch bei der „Joined-Wing“-Lösung die Bodenabfertigung und die Notevakuierungssituation nicht zufriedenstellend lösbar.

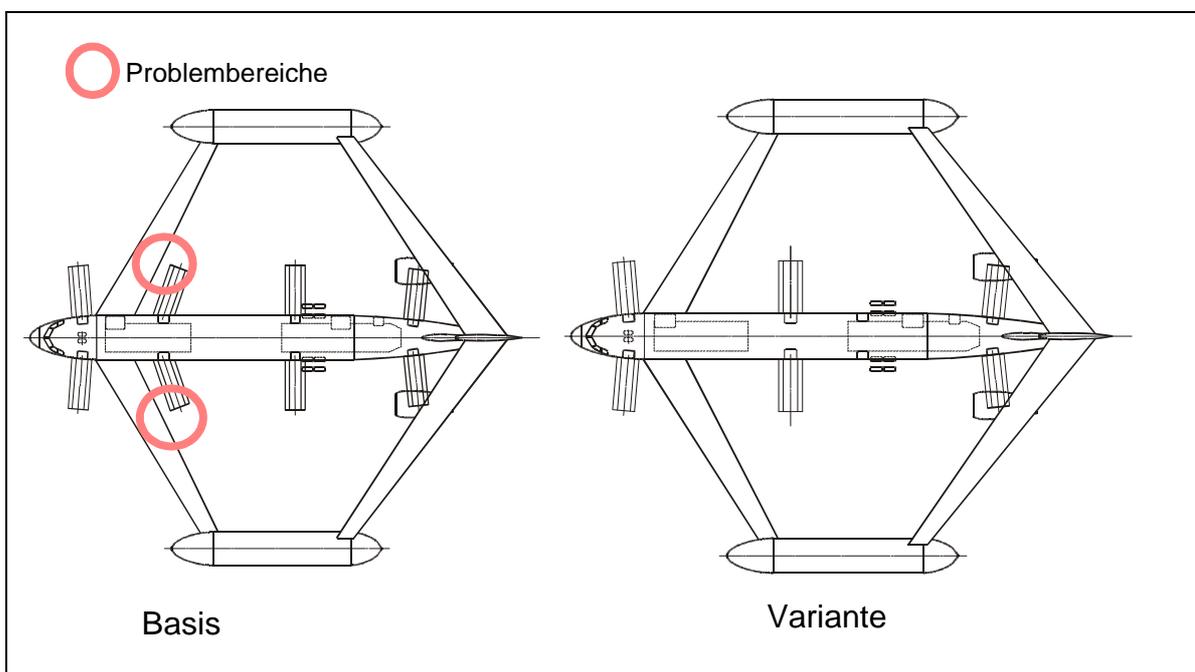


Bild 3.44 Crp_3, Notevakuierung

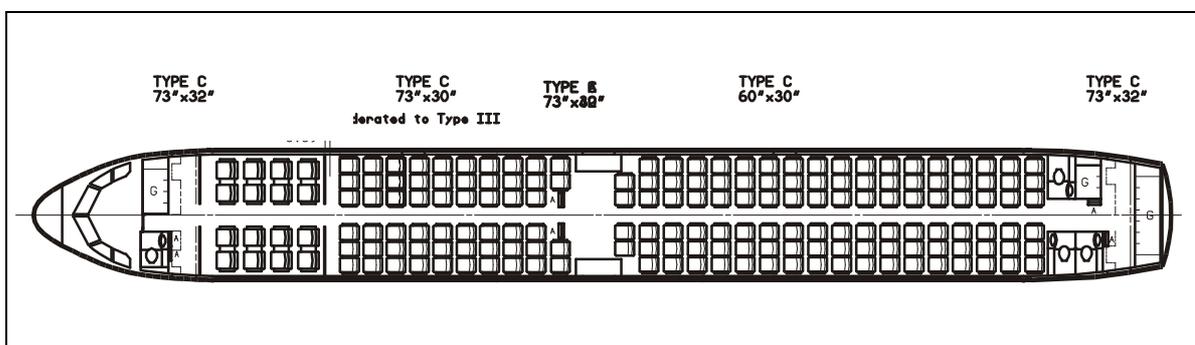


Bild 3.45 Crp_3, angepasstes Sitzlayout

3.3.4 Crp_4

Diese bisher am detailliertesten untersuchte Variante [Meussen 1993, Ropers 1992] zeigt im Vergleich zur Basis kaum Besonderheiten, weil sie nur unwesentlich von ihr unterscheidet. Dadurch, dass der Wasserstoff komplett in den Tanks oberhalb der Kabine untergebracht ist, werden die Belastungen für den Flügel erheblich steigen. Der Kraftstoff im Flügeltank fällt vollständig weg. Außerdem wird das Rumpfgewicht durch die aufgesetzten Wasserstofftanks, deren Befestigungsstrukturen und die Krafteinleitungen erhöht. Die Anordnung der Tanks oberhalb des Rumpfes führt außerdem zu einer komplizierten Kraftstoffversorgung der Triebwerke. Isolierte Versorgungsleitungen müssten von den Tanks zu jedem Triebwerk führen, ohne dass die Sicherheit der Kabine beeinträchtigt wird. Auf der anderen Seite gibt es bei dieser Lösung keinerlei Probleme mit Bodenabfertigung und Notevakuierung, weil der Rumpf unverändert vom Ausgangsmodell übernommen werden kann (siehe Bild 3.46).

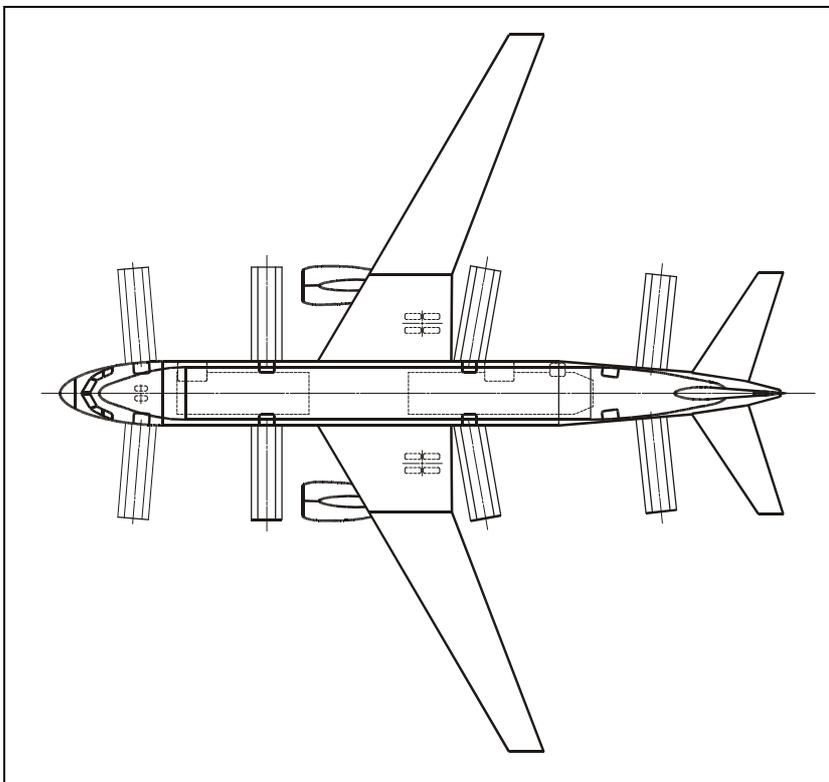


Bild 3.46 Crp_4, Notevakuierung

3.3.5 Crp_5

Das hier gewählte Flügel-Konzept ermöglicht die vollständige Einbettung der Wasserstofftanks in den Tragflügel. Der dabei entstandene Delta-Flügel beinhaltet dann alle Vorteile dieser Bauart. Die stark gepfeilte Flügelgeometrie lässt hohe Flugmachzahlen zu, die große Flügelfläche ermöglicht eine Ausnutzung des Bodeneffektes und führt so zu kurzen Rollstrecken. Gleichzeitig führt die im Verhältnis zum bekannten Trapezflügel große

Zuspitzung dazu, dass sich die Auftriebsverteilung in Richtung Innenflügel verlagert. Hierdurch müssen im Bereich des Außenflügels geringere Belastungen aufgenommen werden und eine leichtere spezifische Bauweise ist möglich.

Das Delta-Konzept bringt auf der anderen Seite auch Nachteile mit sich. Im Fall der Wasserstofftankintegration im Flügel wird eine Anordnung des Hauptfahrwerkes erschwert, bzw. ist nur auf Kosten des Tankvolumens möglich. Die Fahrwerksbeine müssen wesentlich verlängert werden, um den seitlichen Neigungswinkel zu gewährleisten und die Konfiguration wird hochbeinig. Da die Wasserstofftanks nur im Bereich des Innenflügels effizient integriert werden können, bleibt bei diesem Konzept in den Tragflächen viel Volumen ungenutzt und führt zu einem Mehrgewicht. Die Bodenversorgungs- und Evakuierungssituation ist bei diesem Entwurf ähnlich problematisch wie beim „Joined-Wing“. Für die Notevakuierung wurden Rutschen an der Flügelvorderkante angebracht. Im Evakuierungsfall müssten die Passagiere dann vom Notausgang über den Flügel, in dem sich die Tanks befinden, bis zu den Rutschen gelangen (siehe Bild 3.47).

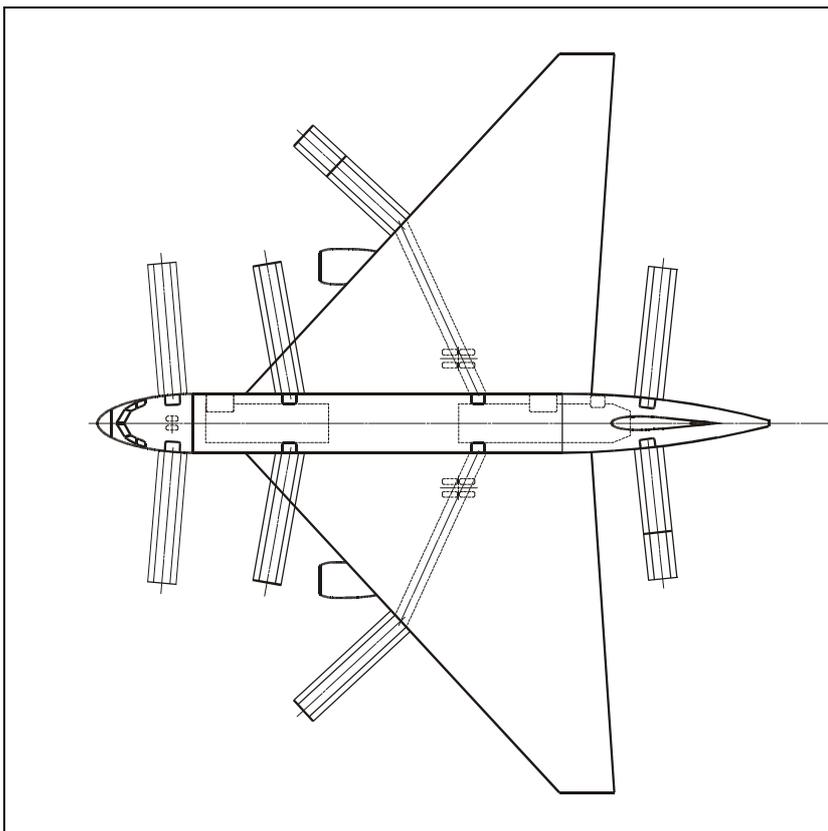


Bild 3.47 Crp_5, Notevakuierung

3.3.6 Crp_7

Die betrachtete Hochdeckervariante ermöglicht die Unterbringung der Wasserstofftanks oberhalb der Kabine im Flügelmittelteil. Der dem benötigten Tankvolumen angepasste Innenflügel besitzt dadurch jedoch eine große Oberfläche, wodurch der Reibungswiderstand stark erhöht wird. Außerdem verfügt der Innenflügelbereich über so gut wie keine effektive Pfeilung, so dass auch mit einem Anstieg des Wellenwiderstandes im Reiseflug zu rechnen ist. Für die Gewichtsbilanz werden außer den Tankgewichten und der entsprechenden Verkleidungsstruktur keine Mehrgewichte im Flügel erwartet. Dies ermöglicht die im Bereich der großen Biegemomente ausreichende Bauhöhe an der Flügelwurzel. Im Gegensatz zu den meisten anderen alternativen Konfigurationen, bleibt bei dem Konzept des Hochdeckers, die Bodenabfertigung und die Situation einer Notevakuierung weitgehend unberührt (siehe Bild 3.48). Wie bei allen Hochdeckern kann in dieser Zusammensetzung die Notwasserung kritisch werden. Hier sind jedoch umfangreichere Untersuchungen zu Schwimmmlage, Eintauchtiefe und zum Türkonzept notwendig.

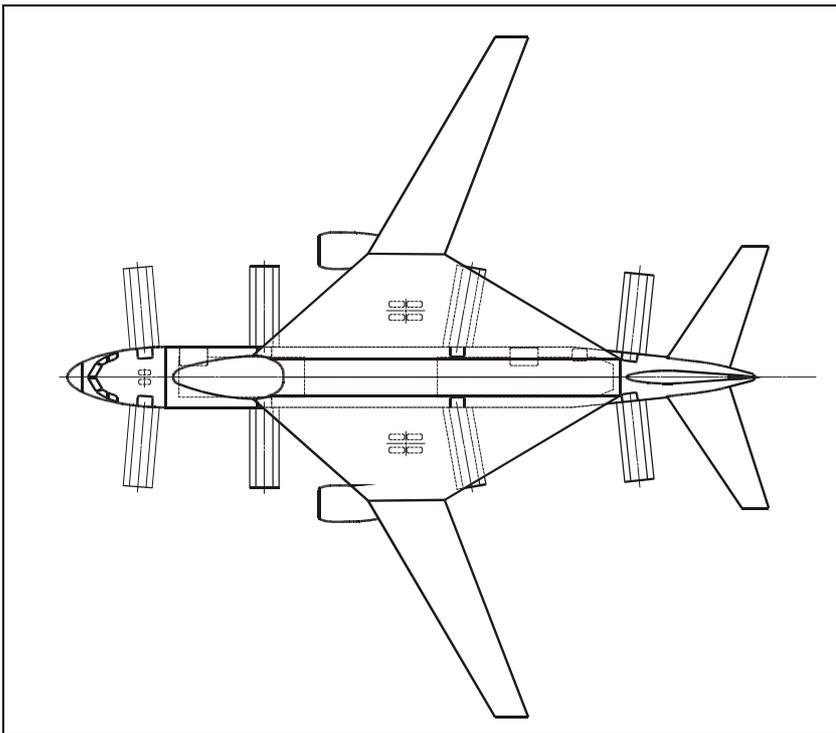


Bild 3.48 Crp_7, Notevakuierung

3.3.7 Zusammenfassende Bewertung der Konzepte

Im Folgenden wurden die Ergebnisse aller Detailbetrachtungen erfasst und zugeordnet. Entsprechend der Aufgabe erhält die Tabelle 3.1 dabei nur die aus konfigurativer Sicht wichtigen primären Punkte. Sekundärauswirkungen, wie erhöhter Schubbedarf infolge höherer Gewichte oder Widerstände, wurden nicht aufgeführt.

Tabelle 3.1 Vor- und Nachteile der Konzeptentwürfe

	Vorteile	Nachteile
Crp_1	<ul style="list-style-type: none"> • Rumpf kann vom Basisflugzeug übernommen werden • Massenentlastung für den Tragflügel durch die am Flügel angebrachten Tanks • Sicherheit der Kabine gewährleistet, da Tanks am Flügel positioniert 	<ul style="list-style-type: none"> • Beeinträchtigte Bodenabfertigung (hinteres Frachttor nicht zugänglich ↔ (Verschiebung des Frachttors in den konischen Bereich nötig) • Freiwinkel am Limit • Problematische Aufhängung vom großen Strukturteil am Außenflügel • Gefährdung der LH2-tanks bei Schaufelbruch • Schwerpunkt vom Tank liegt auf 25% MAC ⇒ Torsionsbelastung für den Flügel z.B. bei Abfangmanöver • Querschnittsflächen der Tanks erhöhen den Widerstand • Flügelaerodynamik durch die Tanks gestört ⇒ evtl. größerer Flügel nötig • Höheres MWE durch größere Flügelfläche und angepasstes Fahrwerk

Fortsetzung

Tabelle 3.1

	Vorteile	Nachteile
Crp_2	<ul style="list-style-type: none"> • Massenentlastung für den Flügel • Tanks sind mittragend ⇒ Gewichtsersparnis 	<ul style="list-style-type: none"> • Problematische strukturelle Anbindung vom Tank an den Flügel • Heckfreiwinkel am Limit • Schwerpunkt weit nach hinten verschoben • Querschnittsflächen der Tanks erhöhen den Widerstand • Neues Leitwerksystem • Im hinteren Rumpfdrittel: keine Bodenabfertigung möglich; problematische Notevakuierung • Höheres MWE durch größere Flügelfläche und angepasstes Fahrwerk • Flügelaerodynamik durch die Tanks gestört
Crp_3	<ul style="list-style-type: none"> • Aerodynamische Vorteile durch weniger induzierten Widerstand • Strukturelle Vorteile durch Fachwerksanordnung der Tragflächen • Größerer Hebelarm ⇒ kleinere Leitwerke ⇒ Gewichtsersparnis • Massenentlastung für den Flügel • Tanks sind Teil der Fachwerksstruktur 	<ul style="list-style-type: none"> • Schlechte Bodenabfertigung • Problematische Notevakuierung • Zusätzliche Krafteinleitungsspante für das Fahrwerk nötig ⇒ Gewichtserhöhung • Getrennte Krafteinleitung von Flügel und Fahrwerk ⇒ Gewichtserhöhung • Hohe Strukturgewichte am Außenflügel bei sehr geringer Fahrwerksspur

Fortsetzung

Tabelle 3.1

	Vorteile	Nachteile
Crp_4	<ul style="list-style-type: none"> • Wasserstoff über der Kabine \Rightarrow Sicherheit der Kabine gewährleistet • Ähnlich zur Konventionellen Konfiguration \Rightarrow problemlose Bodenabfertigung und Evakuierbarkeit • Einsparung von Strukturgewicht durch Integration der Tanks in die Rumpfstruktur 	<ul style="list-style-type: none"> • Keine Entlastung des Flügels; stattdessen Belastung durch höheres Rumpfgewicht. • Mehr Widerstand durch größere Querschnittsfläche • Tank über dem Rumpf \Rightarrow Leitungen zu den Triebwerken nötig
Crp_5	<ul style="list-style-type: none"> • Hohe Flugmachzahlen möglich • Kurze Rollstrecken durch Bodeneffekt • Leichtere Flügelstruktur möglich 	<ul style="list-style-type: none"> • viel ungenutztes Volumen \Rightarrow hohes Gewicht • keine Möglichkeiten der konventionellen Versorgung am Boden; Möglichkeiten der Notevakuierung sehr beschränkt
Crp_7	<ul style="list-style-type: none"> • Ähnlich zur Konventionellen Konfiguration \Rightarrow problemlose Bodenabfertigung und Evakuierbarkeit 	<ul style="list-style-type: none"> • Große Oberflächen \Rightarrow viel Reibung • Innenflügel besitzt keine effektive Pfeilung \Rightarrow hoher Wellenwiderstand

3.4 Konzeptauswahl

Um aus den untersuchten Konzepten eine für die Verwendung von Wasserstoff optimale Konfiguration entwickeln zu können, wird zusammenfassend noch einmal die grundsätzliche Machbarkeit betrachtet.

Die Entwürfe Crp_1, Crp_2, Crp_3 und Crp_5 erfüllen zwar die Anforderungen, die der Wasserstoffantrieb mit sich bringt, aber die Bodenabfertigung mit konventionellen Mitteln und die Notevakuierung sind in allen Konzepten nicht zufriedenstellend durchführbar. Die Konzepte CRP_4 und Crp_7 erfüllen nicht nur die konfigurationsvorgebenden Randbedingungen des Wasserstoffantriebes, sondern gewährleisten auch eine problemlose Abfertigung und Evakuierung.

Eine Auswahl zwischen den beiden Konzepten ist schwierig, da Vor- und Nachteile bei beiden, wenn auch unterschiedlich, ausgeglichen sind. Bei der Anordnung der Wasserstofftanks über dem Rumpf wie bei der Variante Crp_4 ist mit einem verhältnismäßig hohen MWE zu rechnen, weil der Flügel wegen der fehlenden Massenentlastung stärker beansprucht wird. Diese Variante berücksichtigt die konfigurationsbestimmenden Parameter (erheblich vergrößerter Kraftstoffvolumenbedarf) nur am Rande. Im Prinzip handelt es sich um die bekannte Drachenkonfiguration mit zwei übereinander angeordneten Rümpfen. Ein Rumpf für die Nutzlast (druckbelüftet), den anderen für den Kraftstoff (druckunbelüftet).

Bei dem Hochdeckerkonzept Crp_7 gehen die Anforderungen, die der Wasserstoffantrieb an die Konfiguration stellt, wesentlich stärker in das Konzept ein. Der über dem Rumpf angeordnete Flügel kann durch das vergrößerte Volumen im Bereich des Innenflügels die Tanks aufnehmen. Die dafür angepassten hohen relativen Profildicken und die großen Oberflächen führen zu einem erhöhten Widerständen.

Eine Analyse der kritischen Auswirkungen ergab, dass eine Kombination der Konzepte Crp_4 und Crp_7 die günstigsten Bedingungen bietet, um den besonderen Anforderungen des Wasserstoffantriebes zu berücksichtigen. Die Unterbringung von Kraftstofftanks im Innenflügel verringert die Belastungen für die Tragflügel. Das Hochdeckerkonzept ermöglicht ein zusammenhängendes Kraftstoffsystem und die für die großen Wurzelprofilhöhen nötigen Anlaufflächen könnten zur Kraftstoffunterbringung mit genutzt werden (siehe Bild 3.49).

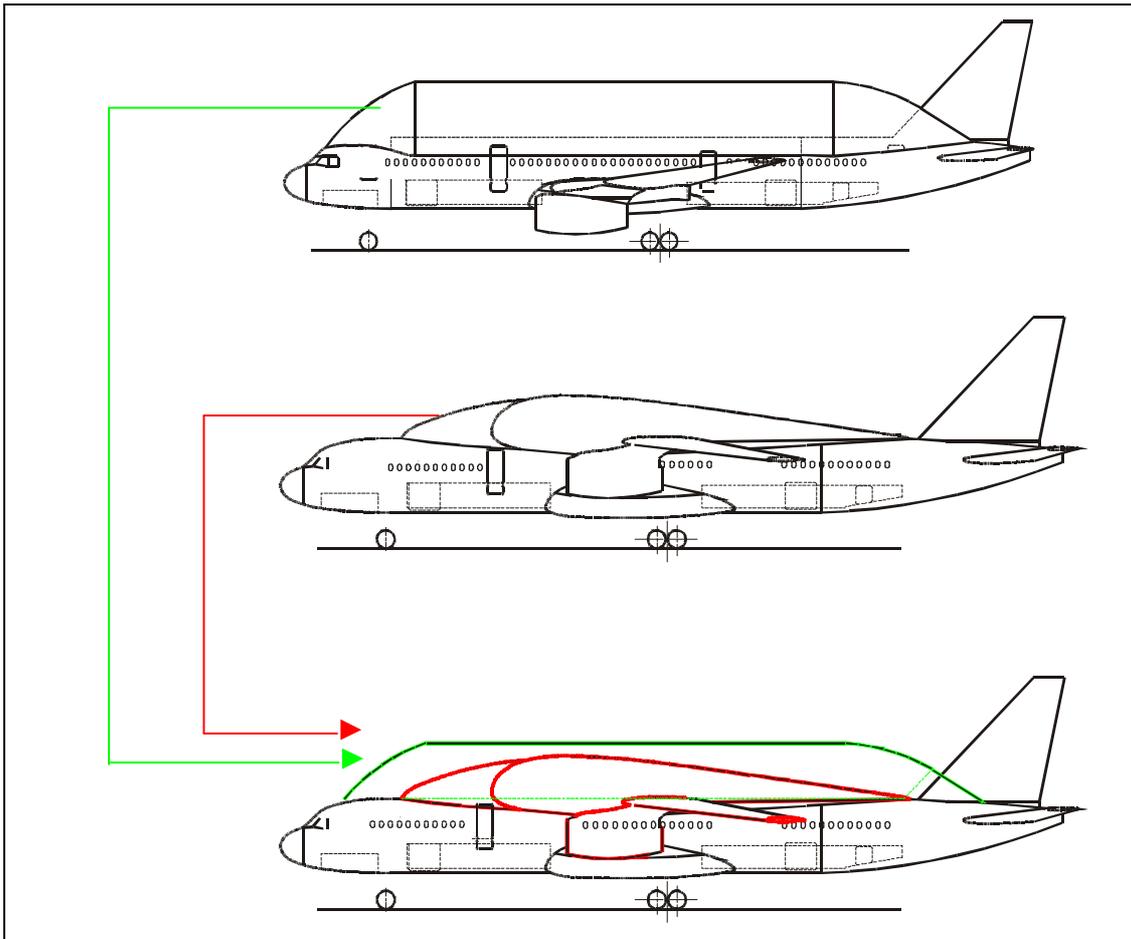


Bild 3.49 Konzeptauswahl

4 Konfigurationsentwicklung

Der auf den Vorentwurfsuntersuchungen aufbauende Neuentwurf orientiert sich dann ebenfalls an den besonderen Randbedingungen des Wasserstoffantriebes und übernimmt detailliert die Anforderungen der konventionellen Basis TE 322 um eine bessere Vergleichbarkeit zu gewährleisten und den Marktanforderungen gerecht zu werden.

4.1 Rumpfauslegung

Wie die Analyse der bespülten Oberflächen ergeben hat, erreichen alle wasserstoffbetriebenen Konzepte deutlich höhere Werte als das Ausgangsmodell. Die oberhalb des Rumpfes angeordneten Wasserstofftanks führen zu einer Änderung der Rumpfhöhe und wirken sich so direkt auf die kritische Machzahl und den Nullwiderstand aus. Der Schlankheitsgrad des Rumpfes (l_f/d_f) wird durch die größere Rumpfhöhe verringert, so dass die kritische Machzahl sinkt. Der veränderte Querschnitt, bzw. der darauf basierende Anlaufkörper bewirkt eine Änderung des Formfaktors und führt zusammen mit der vergrößerten Oberfläche zu einer Zunahme des Nullwiderstandes. Um trotzdem eine geringe Bauhöhe zu erreichen, wurde die Außenkontur der Kabine aus diesem Grund für die Wasserstoffvariante abgeflacht (siehe Bild 4.1). Bereits bei der Gestaltung der Rumpftanks muss deshalb darauf geachtet werden möglichst geringe Zuwächse an Oberfläche zu bekommen. Darüber hinaus soll aber auch der Kabinenkomfort der TE 322 beibehalten werden.

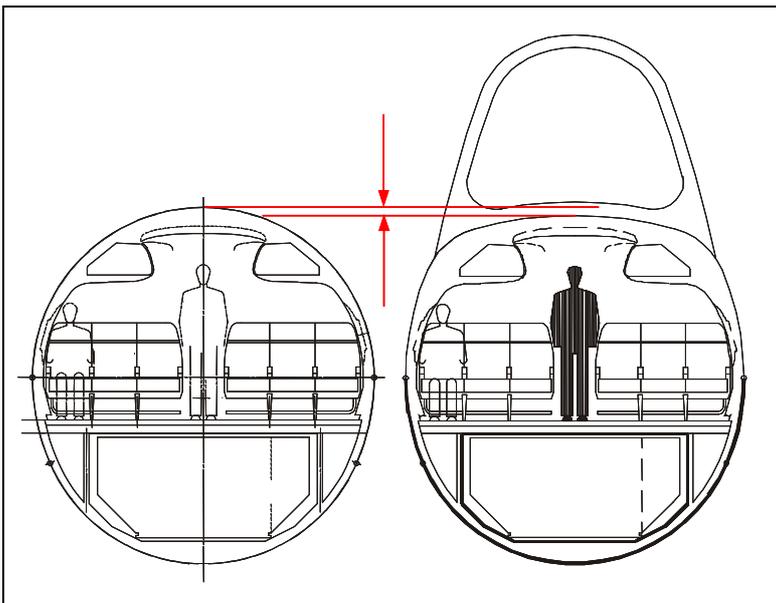


Bild 4.1 Rumpfqerschnitte im Vergleich

Wenn man die aus der Konzeptentwicklung abgeschätzten 150m^3 Wasserstoff zu Grunde legt, lässt sich der Rumpfquerschnitt in etwa abschätzen. Mit der Bedingung, dass $2/3$ des Kraftstoffes über dem Rumpf untergebracht werden kann und $1/3$ in dem angepassten Tragflügel, ergibt sich der erforderliche Rumpfquerschnitt.

Im ersten Schritt wurde von einer 150mm starken Isolierung ausgegangen (siehe Bild 4.2, ①). Während im Flug nur ein Wärmefluß von 50 W/m^2 angenommen werden muss, ist die Bedingung 12 Stunden ohne zusätzliche Energieversorgung bei einem Wärmefluß von ca. 4 W/m^2 ohne Gasverlust am Boden stehen zu können, dimensionierend. Um diese Anforderungen an die Isolierung erfüllen zu können, werden die weitgehend unbekannte Isolationstechniken „superinsulation“ oder „microspheres“ [Messer Griesheim 1992] angewandt. In einem zweiten Schritt musste der Tankisolierung 50mm für die äußere Struktur zugerechnet (siehe Bild 4.2, ②). Die im letzten Schritt reduzierte Höhe resultiert dann aus der Anpassung an den Flügel, da angestrebt war, dass der Tank nicht höher als die Flügelbox sein sollte. Sie konnte also erst nach der Flügelauslegung innerhalb des iterativen Entwurfsprozeß angepasst (siehe Bild 4.2, ③) werden.

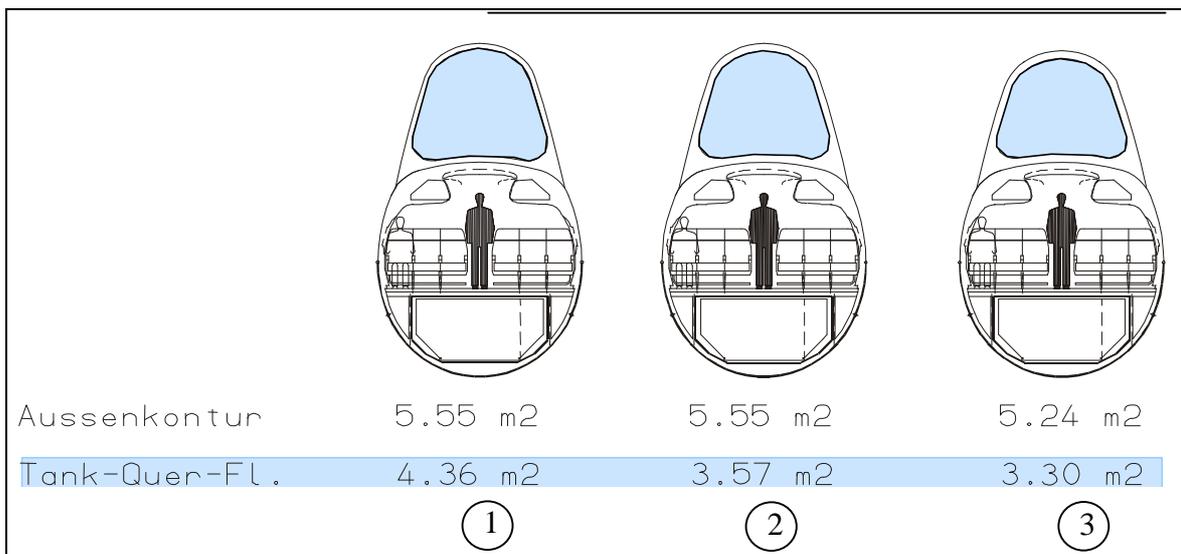


Bild 4.2 Rumpfquerschnitte und Tankintegration

Im Verlaufe des Entwurfsprozesses musste außerdem der Rumpf um zwei Meter verlängert werden. Diese Verlängerung hatte mehrere Ursachen. So sollte die Krafteinleitung des Seitenleitwerks vom Druckschott getrennt werden. Da der druckbelastete Teil des Rumpfes verhältnismäßig weich und flexibel ist, kommt es im Bereich der Leitwerksanbindung zu hohen Belastungen. Trennt man wie beim A380 die Krafteinleitung des Leitwerks von der Struktur des Druckschottes, hat dies zwar eine Zunahme der Rumpfoberfläche zur Folge, bietet aber den Vorteil einer definiert angepassten Kraftaufnahme im Heckbereich. Ein weiterer Grund für die Verlängerung des Rumpfes resultiert aus der Leitwerksauslegung.

Hierbei stand die Stabilität im Vordergrund. Der Rumpf weist wegen der über der Kabine positionierten Wasserstofftanks mehr Oberfläche, aber auch mehr Seitenfläche auf. Außerdem besitzt die untersuchte Konfiguration im Vergleich zur Basis wesentlich mehr Flügelfläche. Um bei der Leitwerksauslegung diese Randbedingungen zu berücksichtigen, muss also entweder die Leitwerksfläche, oder deren Hebelarm vergrößert werden.

Für die Seitenstabilität ist die Gierbewegung des Flugzeuges entscheidend. Dieser Bewegung wirkt die Seitenleitwerksfläche mit einem rückstellendem Moment ($M_{\text{rückstell}}$) entgegen. Die Betrachtung dieses Momentes zeigt, dass die zu erreichende Stabilität linear von der Leitwerksfläche, aber quadratisch von dem Hebelarm abhängig ist.

$$M_{\text{Rückstell}} \sim q \cdot S_{\text{SLW}} \cdot \mathbf{b} \cdot l_h \cdot c_{Nb}$$

$$M_{\text{Rückstell}} \sim q \cdot S_{\text{SLW}} \cdot \mathbf{w}_{\text{Gier}} \cdot l_h \cdot \mathbf{b} \cdot l_h \cdot c_{Nb}$$

Eine Vergrößerung des Hebelarmes ist also effektiver als eine Flächenvergrößerung.

Eine Folge aus der Rumpfverlängerung ist die Möglichkeit das hinter dem Druckschott zur Verfügung stehende Volumen zu nutzen. Im ersten Entwurfsschritt wurde die APU in den Fahrwerksschacht gelegt. Diese Anordnung der APU ist bei Hochdeckerkonzepten nicht ungewöhnlich. Das verfügbare Volumen im Fahrwerksschacht wird so ebenfalls genutzt und der Einfluss auf die Schwerpunktssituation ist neutral.

Die Rumpfverlängerung um zwei Meter hat aber auch eine Zunahme der Rumpfoberfläche und des Gewichtes zur Folge. Im Zusammenhang damit sowie mit der T-Leitwerkskonfiguration war gegenüber dem Referenzflugzeug eine Verschiebung des Tragflügels um 0,7m nach hinten notwendig. Die Kabinenauslegung bleibt jedoch von dieser Änderung des Flugzeughecks unberührt.

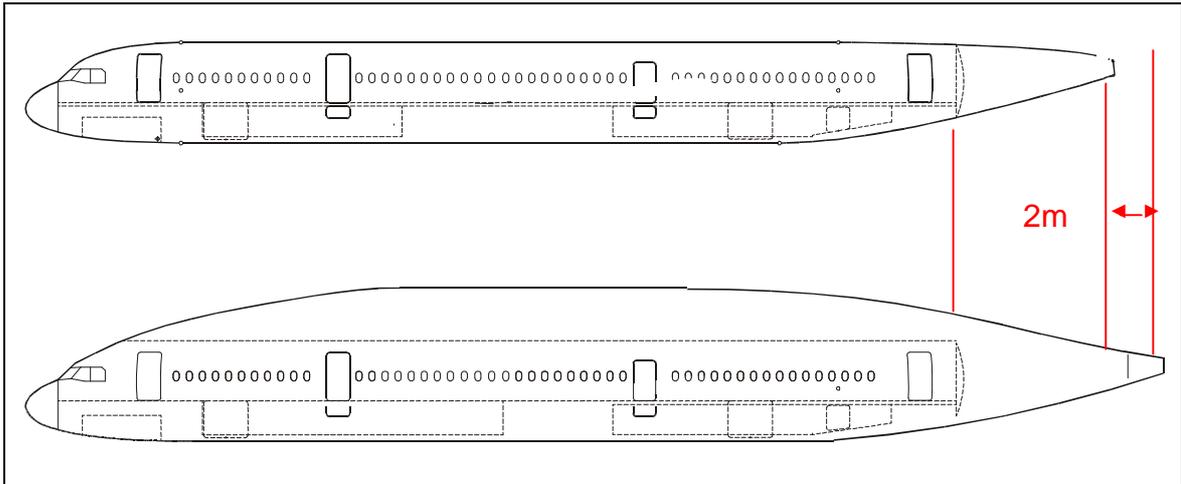


Bild 4.3 Seitenansicht des Rumpfes

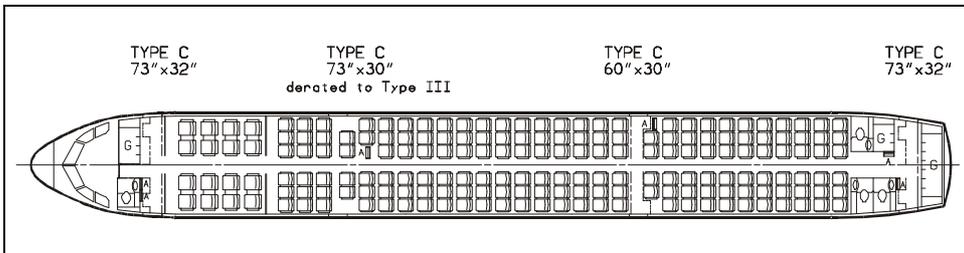


Bild 4.4 Kabinenauslegung

4.2 Flügelauslegung

Grundlage der Flügelauslegung war, dass $1/3$ des Kraftstoffes, also 50 m^3 flüssiger Wasserstoff, im Flügel untergebracht werden müssen. Das unterzubringende Volumen ist also auch hier wieder dimensionierender Parameter für den Flügel allerdings wegen der konzentrierten Volumenforderung für lokale Tanks in veränderter Form. Die hieraus zu erwartende Flügelfläche soll jedoch so klein wie möglich gehalten werden, damit bei angestrebten Flughöhen akzeptable Gleitzahlen im Reiseflug erreicht werden können (siehe Bild 4.5).

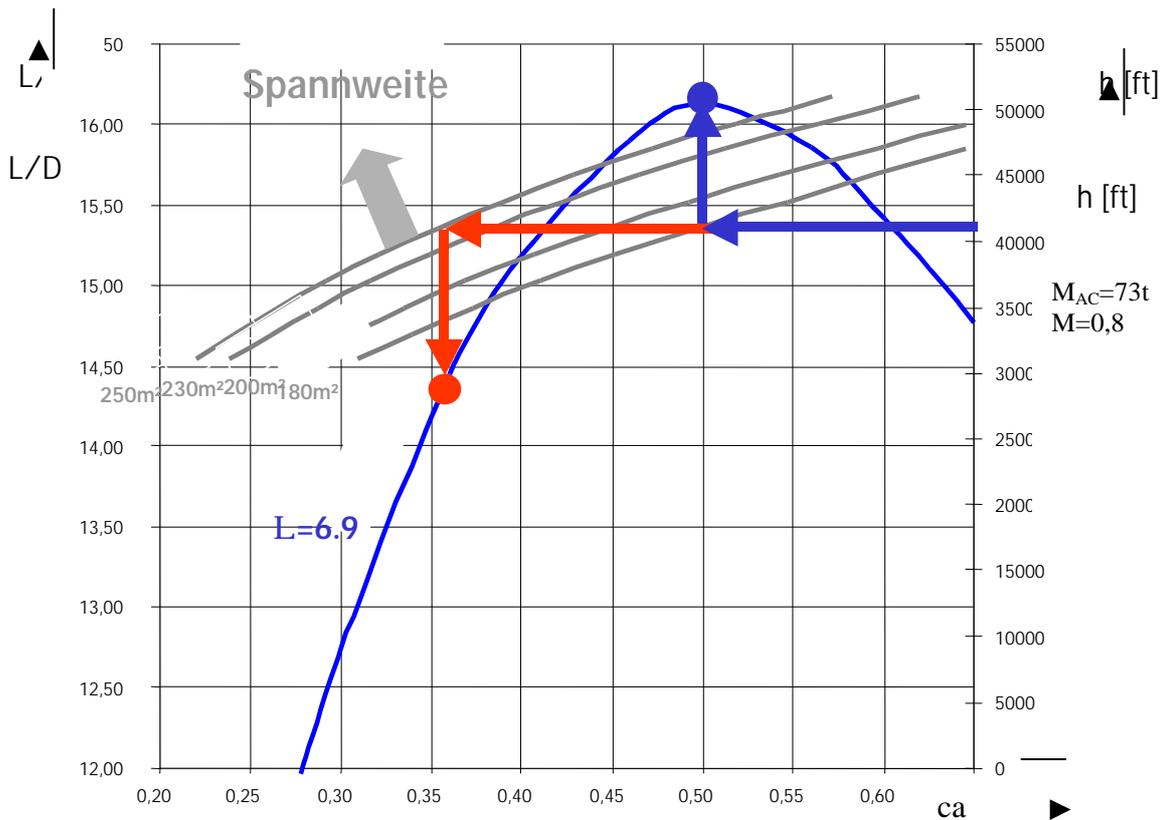


Bild 4.5 Gleitzahl und zugehörige Flughöhe in Abhängigkeit zum Auftriebsbeiwert

Um das geforderte Kraftstoffvolumen von 50 m^3 im Flügel überhaupt erreichen zu können und dabei noch akzeptable Bauhöhen für die Flügeltanks zu erhalten, kann die Flügelfläche kaum mit weniger als 230 m^2 realisiert werden. Es muss also in Kauf genommen werden, dass für akzeptable Flughöhen von etwa 33000 bis 43000 ft die aerodynamische Leistungsfähigkeit des Flügels nicht voll ausgeschöpft werden kann. Einem Wechsel auf sehr große Flughöhen, mit der volle Ausschöpfung des aerodynamischen Potentials steht, würde jedoch der erhöhte Schubbedarf und ein entsprechend höheres Triebwerksgewicht deutlich entgehen.

Für die weitere Auslegung des Flügels werden die Hauptparameter wie Pfeilung, relative Profildicke, Spannweite und Tiefenverteilung variiert.

Für die Variationen von Pfeilung und relativer Profildicke wurden mehrere Versionen bzgl. Volumen und Bauhöhen untersucht. Hierfür wurde die Dickenverteilung einer typischen Airbus Variante über Sensitivitäten für Machzahländerungen und Pfeilung skaliert. Um das geforderte Kraftstoffvolumen unterzubringen, gibt es dabei verschiedene Möglichkeiten den Flügel anzupassen. Mit einer erhöhten Pfeilung kann erreicht werden, dass bei gleicher Reiseflugmachzahl größere relative d.h. bei gegebenen Grundriss und Fläche auch absolute Profildicken möglich sind (siehe 4.6).

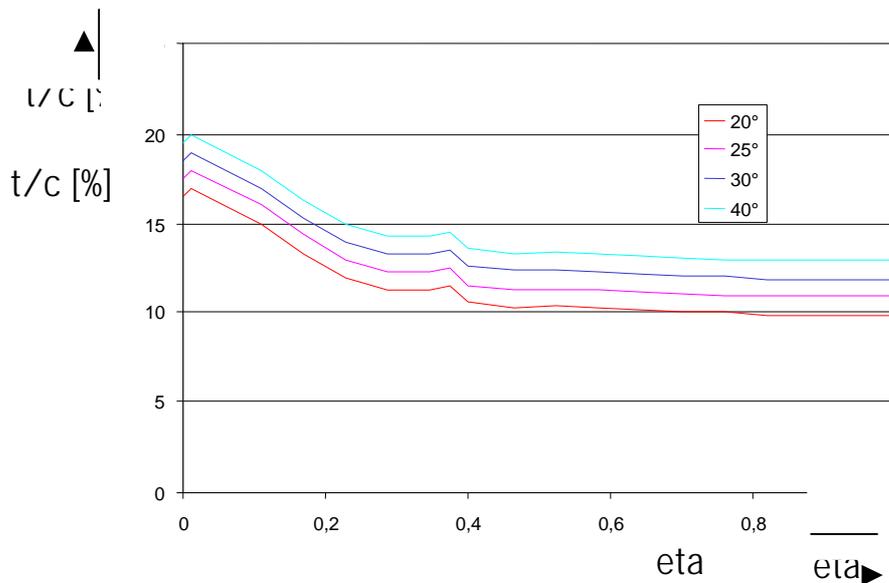


Bild 4.6 Zusammenhang von Flügelpfeilung und relativer Profildicke

Eine stärkere Pfeilung des Flügels hat aber auch eine Zunahme des Flügelgewichts zur Folge, da größere Torsionsmomente aufgenommen werden müssen (siehe Bild 4.7).

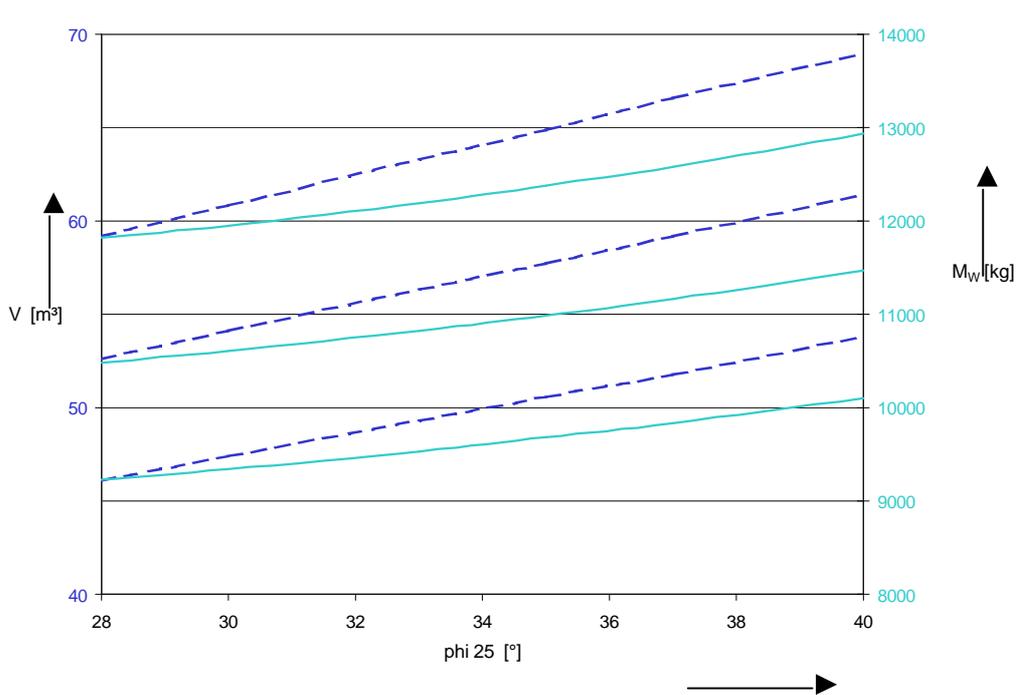


Bild 4.7 Auswirkungen der Flügelpfeilung auf Tankvolumen und Flügelgewicht

phi 25	Flügelpfeilung
V	Tankvolumen
M _w	Flügelgewicht
B	Spannweite

Der Gewinn an Kraftstoffvolumen für mehr Reichweite muss deshalb dem Verlust an Reichweite durch die Gewichtszunahme gegenübergestellt werden. Die günstigsten Bedingungen ergaben sich dann für eine Pfeilung von $\phi_{25}=30^\circ$ (siehe Bild 4.8).

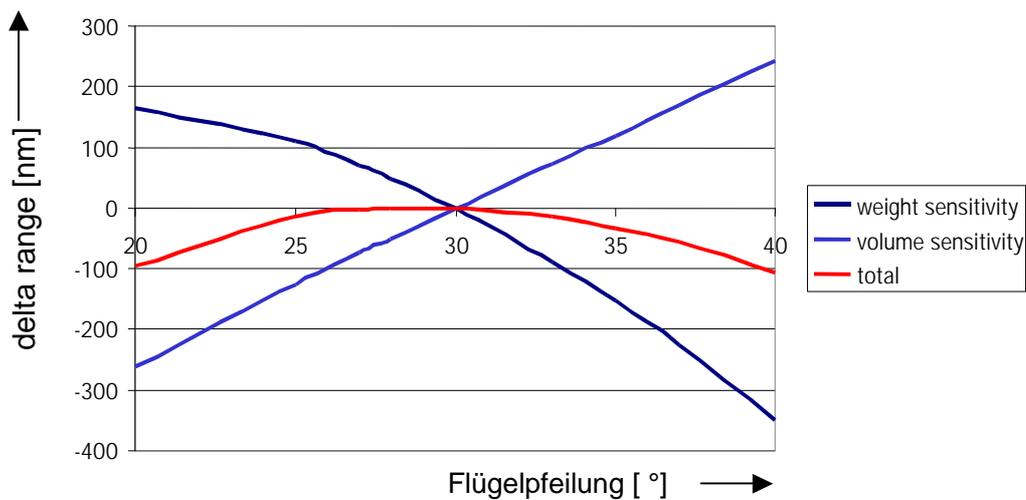


Bild 4.8 Reichweite und Flügelgewicht im Verhältnis zur Flügelpfeilung

Die Variation der Spannweite wirkt sich nicht direkt auf das Volumen aus, jedoch werden die erzielbaren Flugleistungen durch die Änderung von Gewicht und Aerodynamik deutlich beeinflusst. Bei gleichen geometrischen Randbedingungen (Streckung, Zuspitzung, Dickenverteilung) ermöglicht eine vergrößerte Spannweite bessere Gleitzahlen (siehe Bild 4.9). Günstigere Gleitzahlen, also bessere aerodynamische Eigenschaften, wirken sich direkt auf den Kraftstoffverbrauch aus. Eine Vergrößerung der Spannweite bedeutet jedoch wieder eine Erhöhung des Flügelgewichtes (siehe Bild 4.10) Wie parallel dazu durchgeführte Leistungsrechnungen zeigen, ist zwar durch die Vergrößerung der Spannweite die Aerodynamik im Auslegungspunkt verbessert, der Vorteil im tatsächlich geflogenen Bereich bei kleinen Auftriebsbeiwerten nimmt hingegen ab.

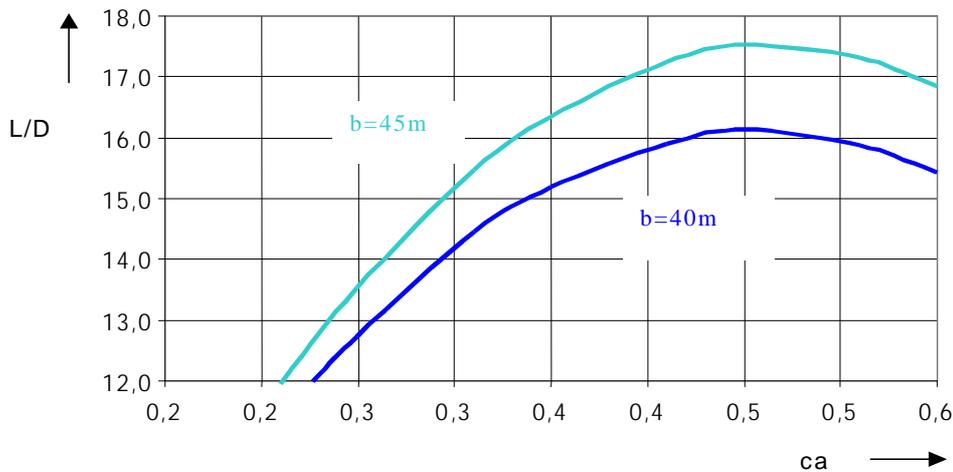


Bild 4.9 Gleitzahl und Auftriebsbeiwert bei verschiedenen Spannweiten

Die Gewichtszunahmen in Abhängigkeit der Spannweite ist aus Bild 4.10 ersichtlich.

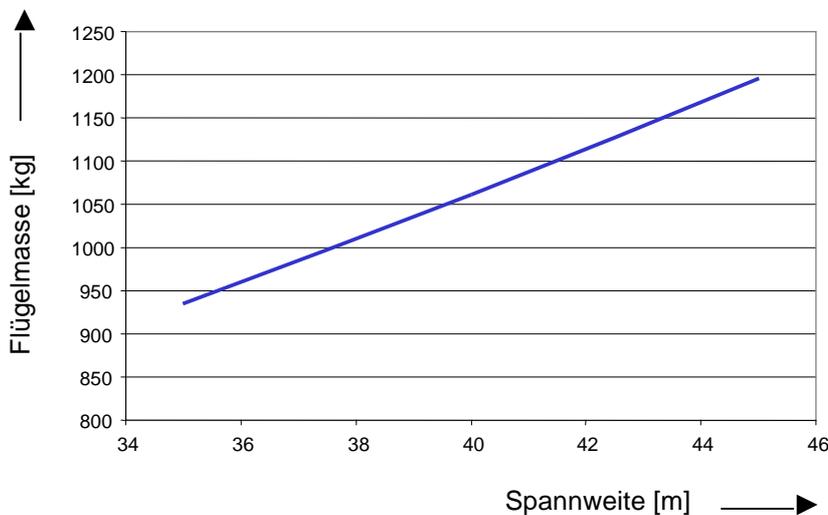


Bild 4.10 Verhältnis von Spannweite zu Flügelmasse

Vergleicht man die Reichweitenänderung für erhöhtes Gewicht mit der für verbesserte Aerodynamik (siehe Bild 4.11), so zeigt sich, dass die Reichweitenverluste bei Spannweiterehöhung von den Verbesserungen durch die Aerodynamik nicht aufgewogen werden. Für den Entwurf wurde deshalb die Spannweite von $b=40\text{m}$ gewählt.

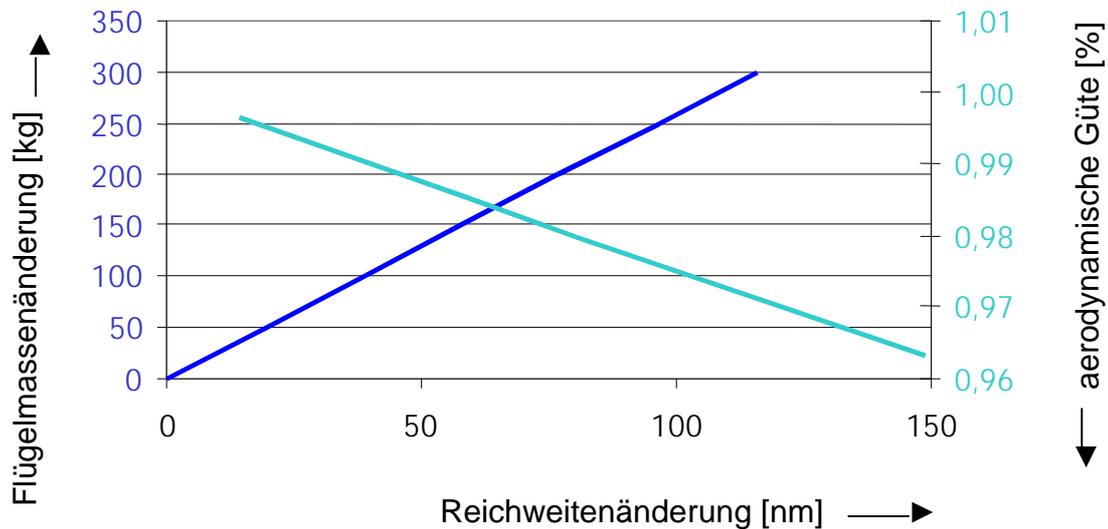


Bild 4.11 Reichweitenänderung in Abhängigkeit zum Gewicht und aerodynamischer Güte

Begonnen wurde zunächst mit einem einfachen Trapezflügel ohne Kink, der die Anforderungen erfüllt. Im nächsten Schritt wurde versucht nur die Tiefe des Wurzelprofils so zu vergrößern, dass der benötigte Kraftstoff bei möglichst kleiner Flügelfläche aufgenommen wird. Ermöglicht werden sollte dies durch einen Kink in Höhe der Triebwerksaufhängung (40% der Spannweite). Begrenzend wirkte sich dann die minimal zulässige Zuspitzung von $\lambda_{\min}=0,17$ aus (siehe Bild 4.12,B).

Die Holmlagen der Flügelbox wurden auf 15% (Vorderholmlage) und 75% (Hinterholmlage) der Profiltiefe gelegt. Das Triebwerk ist bei 40% der Spannweite positioniert. Die relative Profiltiefe der Hinterkantenklappen wurde mit 18% angenommen, da aufgrund der überproportional großen Flügelfläche der benötigte Zusatzauftrieb bei Start und Landung entsprechend gering ist. Die V-Form von $\nu=4^\circ$ wurde für diese Betrachtungen aus der Statistik und entsprechend ausgeführten Entwürfen übernommen (Bae 146, C17). Die Verwindung des Flügels wurde von ausgeführten Airbus Varianten übernommen. In einem späteren Entwurfsschritt müsste hier die Verwindung der Profile so angepasst werden, dass sich die für die aerodynamische Abschätzung zugrunde gelegte elliptische Auftriebsverteilung einstellt. Gegebenenfalls müsste hier auch der Einstellwinkel des Flügels zum Rumpf so

korrigiert werden, dass sich in allen Phasen des Reisefluges eine akzeptable Kabinenneigung für minimalen Widerstand ergibt.

Die betrachteten Flügelvariationen sind in Bild 4.12 dargestellt.

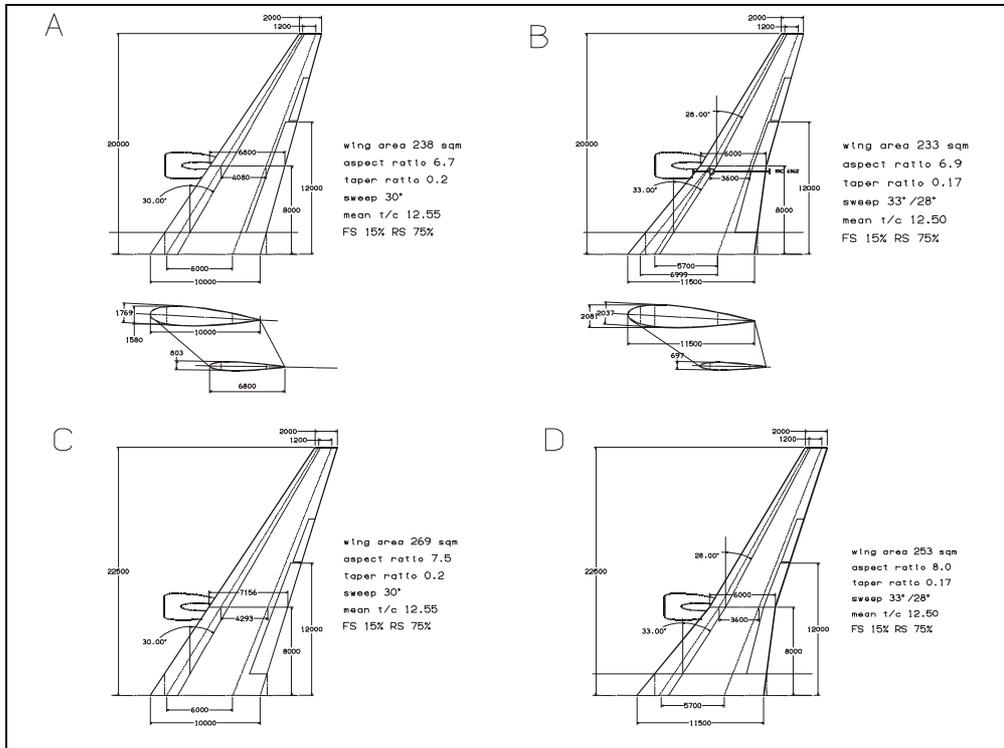


Bild 4.12 Flügelvariationen

Aufgrund der besten Abstimmung von Flügelgewicht zu verfügbarem Tankvolumen und Aerodynamik wurde die Flügelgeometrie (Bild 4.12,B) gewählt.

4.3 Leitwerksauslegung

Für die Leitwerksform waren ebenfalls verschiedene Parameter entscheidend. Das Höhenleitwerk sollte so integriert werden, dass die Tankanordnung nicht beeinträchtigt wird. Außerdem sollte es nicht im direkten Abwindfeld des Tragflügels liegen, damit die Stabilisierung und Steuerbarkeit ohne Probleme gewährleistet werden kann. Diese Anforderungen an das Leitwerk haben dazu geführt, dass ein T-Leitwerk für dieses Konzept gewählt wurde.

Die Auslegung des Seitenleitwerks wurde mit einem bei der DA entwickeltem Rechenverfahren [Lingnau 1999] durchgeführt. Hauptparameter sind dabei die Flügelfläche, die einzelnen Hebelarme, der Triebwerksschub und der Leitwerkstyp (vertikale Position des Höhenleitwerkes).

Die Geometrie des Seitenleitwerks wurde der T-Leitwerksform angepasst. Die Streckung wurde von $\Lambda_{TE322}=1,6$ auf eine für T-Leitwerksformen übliche Streckung von $\Lambda=1$ geändert, um im oberen Bereich ausreichend Profiltiefe für die Anlenkung des Höhenleitwerkes zu erreichen. Die aus der Rumpflverlängerung resultierenden größeren Hebelarme und der Endscheibeneffekt des T-Leitwerkes haben zur Folge, dass die Seitenleitwerksfläche kleiner werden kann. Die Stabilisierung (Schiebe-Rollmoment) des im Verhältnis wesentlich vergrößerten Flügels, wirkt dem jedoch entgegen.

Das Rechenverfahren, das auch „*ESDU*“-Prinzipien“ [ESDU 2000] mit einbezieht, wurden zunächst an den bekannten Geometrien der TE 322 normiert (siehe Anhang D) [Lingnau 1999].

Für das Seitenleitwerk der resultierenden Konfiguration (LH2001) ergibt sich mit der vorgegebenen Form eine minimal erforderliche Fläche von $S_{SLW}=36,8\text{m}^2$ (siehe Tabelle 4.1). Nach der Bestimmung der Höhenleitwerksfläche musste das Seitenleitwerk noch einmal angepasst werden (HLW-Wurzeltiefe), wobei sich nach Abschluss der Iteration eine Fläche von $S_{SLW}=36,8\text{m}^2$ ergab.

Um die bei der Wasserstoffvariante geänderten Randbedingungen vollständig aufzunehmen, wurden die flügel-spezifischen Werte (S_w , MAC und ca_{max}) in die Berechnung mit einbezogen. Außerdem wurden die für T-Leitwerkskonfigurationen typische Streckung von $\Lambda_{SLW}=1$ und der vergrößerte Hebelarm berücksichtigt (siehe Tabelle 4.1).

Für das Höhenleitwerkes der TE 322 übernommen ergibt sich zunächst der Leitwerksvolumenbeiwert.

$$\underline{\underline{C_{H(TE322)}}} = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot c_{MAC}} = \frac{42,5m^2 \cdot 20,37m}{170m^2 \cdot 5,31m} = \underline{\underline{0,99}}$$

mit: S_{HLW} Höhenleitwerksfläche
 l_{HLW} Hebelarm des Höhenleitwerks
 S_W Flügelfläche
 c_{MAC} mittlere aerodynamische Flügeltiefe

Mit diesem Leitwerksvolumenbeiwert und einem Anpassungsfaktor ergibt sich die Höhenleitwerksfläche für die Wasserstoffvariante.

$$KF = \frac{ca_{\max,LH2001}}{ca_{\max,TE322}} = \frac{2,4}{2,75} = 0,87$$

$$\underline{\underline{S_{HLW}}} = \frac{C_{HLW} \cdot S_W \cdot c_{MAC}}{l_{HLW}} \cdot KF = \frac{0,99 \cdot 233m^2 \cdot 6,96m}{25,5m} \cdot 0,87 = 54,8m^2 \approx \underline{\underline{55m^2}}$$

Der zweite dimensionierende Fall, die Aussteuerung der Schwerpunktwanderung, ist in jedem Fall unkritisch. Bezogen auf die mittlere Flügeltiefe ergibt sich für den großen Flügel ein kleiner Schwerpunktbereich von 15% MAC. Die Zuspitzung des Höhenleitwerks von der Basis übernommen. Die Höhenleitwerkspfeilung wurde der vergrößerten Flügelpfeilung im gleichen Verhältnis zu der TE 322 angepasst.

$$\frac{\Phi_{25(HLW,TE322)}}{\Phi_{25(Wing,TE322)}} = \frac{30^\circ}{28^\circ} = 1,071$$

Mit der mittleren Pfeilung des neuen Flügels ergibt sich die Höhenleitwerkspfeilung für das T-Leitwerk des Wasserstoffkonzeptes.

$$\underline{\underline{j_{25(HLW)}}} = 1,071 \cdot j_{25(Wing)} = 1,071 \cdot 30^\circ = 32,14^\circ \approx \underline{\underline{33^\circ}}$$

4.4 Fahrwerksauslegung

Das Hochdeckerprinzip macht eine Anlenkung des Hauptfahrwerkes direkt am Rumpf nötig. Das Bugfahrwerk wurde im Wesentlichen von der Referenz, der TE 322, übernommen. Aus bekannten und realisierten Hochdeckerkonfigurationen wurden die geometrischen Grenzen für die Auslegung des Hauptfahrwerkes abgeleitet. Die BAe 146 diente als Beispiel für die Fahrwerksgeometrie (siehe Bild 4.13). Für die Ermittlung der Fahrwerksspur wurde die Verhältnisse der LockheedC130 (siehe Bild 4.14) auf das Wasserstoffkonzept übertragen.

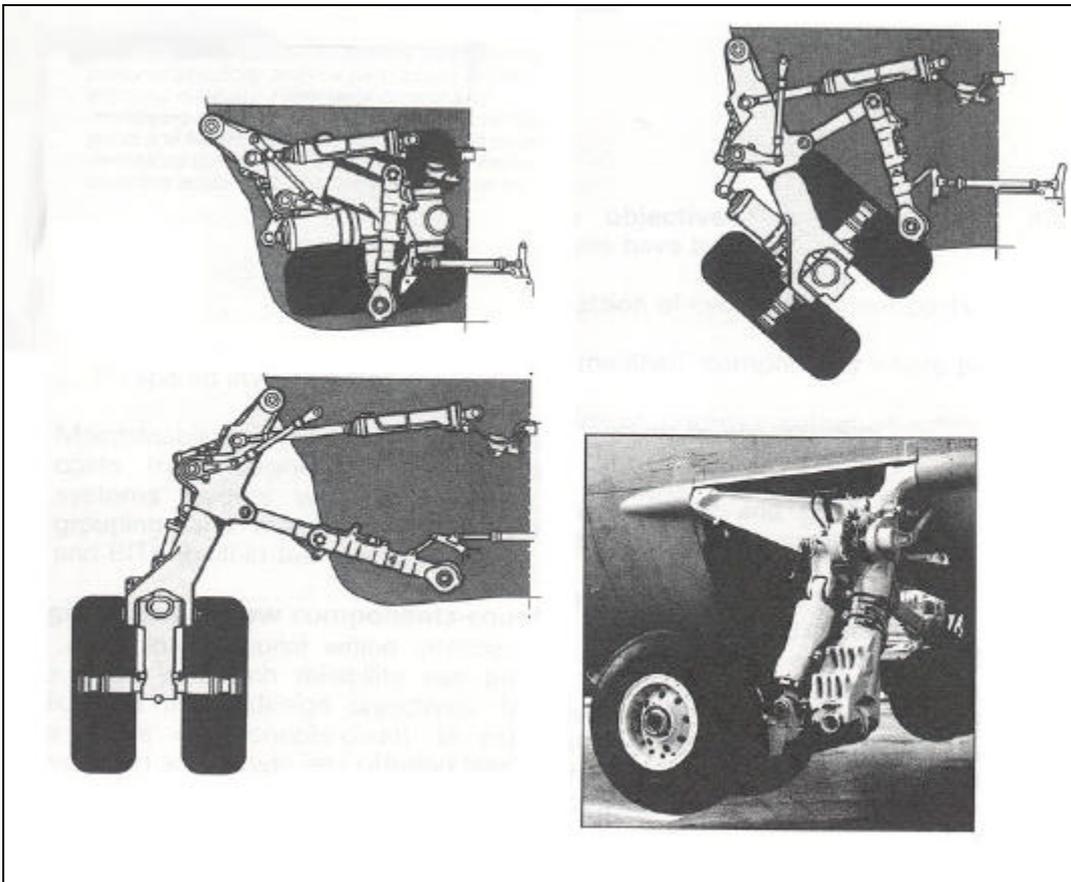


Bild 4.13 Fahrwerksgeometrie der BAe 146 [BA 1990]

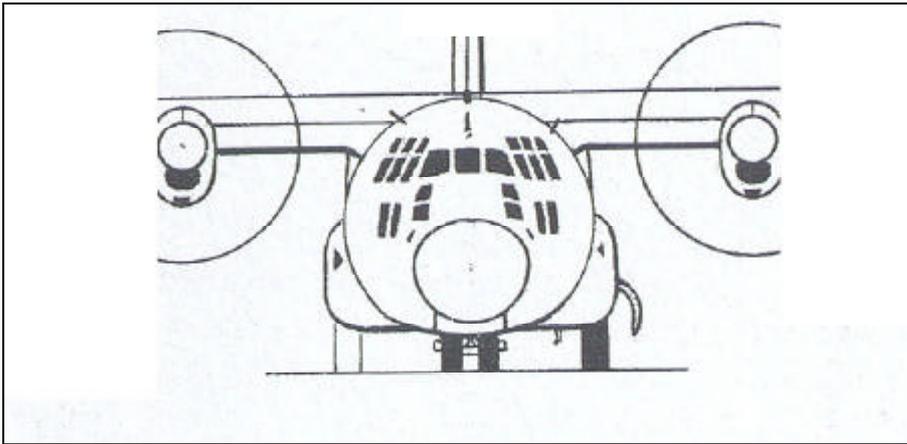


Bild 4.14 Lockheed C 130 [Jane's 2000-2001]

Grundlage für die Rechnung war zunächst das Fahrwerk der A321. Im Hinblick auf ein Familienkonzept und zu erwartende höhere Gewichte gestreckter Varianten musste statt des „Dual-Wheel“-Fahrwerkes für die Hochdeckervariante ein „Boogie“-Hauptfahrwerk vorgesehen werden. Aufgrund der Flügelpositionierung liegt der Gesamtschwerpunkt im Vergleich zur Referenz relativ hoch. Zur Sicherstellung einer ausreichenden Kippstabilität resultiert dann aus den bereits erwähnten Analogien ein relativ große Spurweite. Dies macht ein Auskragen des Anlenkpunktes für das Hauptfahrwerkes über die Rumpfbreite hinaus erforderlich. Hieraus ergibt sich also die Notwendigkeit von Zusatzstrukturen außerhalb des Rumpfquerschnittes (siehe Bild 4.6). Daraus resultieren erneut Zusatzgewichte.

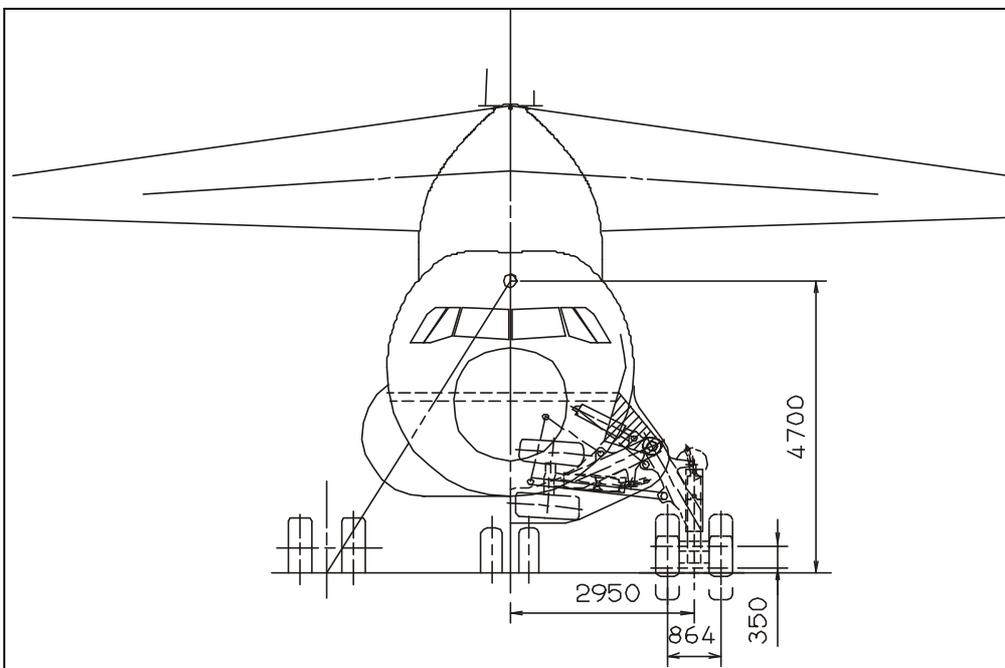


Bild 4.15 Fahrwerksanordnung

5 Schwerpunkt und Gewichtsanalyse

Um realistische Prognosen für die Flugleistungen machen zu können, müssen die einzelnen Massen der verschiedenen Flugzeugkomponenten ermittelt werden. Für eine vom Standard abweichende Konfigurationen wie die des untersuchten Wasserstoffkonzeptes, müssen diese trotzdem von bereits ausgeführten Flugzeugen abgeleitet werden, um die Vergleichbarkeit sicherzustellen. Dabei wurde soweit wie möglich auf vorhandene Ergebnisse zurückgegriffen bzw. wurden bei der DA bekannte Abhängigkeiten verwendet. Die Tankstrukturen einschließlich Wandstärken der Drucktanks und die zugehörigen Isolierungen ließen sich aus vorangegangenen Untersuchungen des Wasserstoffantriebes [Messer Griesheim 1992] abschätzen. Die Forderung, dass das betankte Flugzeug 12 Stunden, ohne zusätzliche Energieversorgung und ohne Gasverlust, am Boden stehen muss, wobei der Wärmefluss nicht mehr als 4 W/m^2 betragen darf, ist für die Wandstärke der Isolierung maßgeblich. Für die Tankmasse incl. Isolierung ergab sich hieraus ein spezifischer Wert von $M_{\text{Tank}} = 20 \text{ kg/m}^2$.

Ausgangspunkt der Rumpfmassenermittlung waren die Strukturen der TE 322, die entsprechend der sich auswirkenden neuen Tankkonfiguration (incl. Rumpfverlängerung / geänderter TE 322-Oberschale) angepasst wurden. Zur besseren Übersichtlichkeit wurden alle Massen der Tanks vollständig den Rumpfmassen zugeordnet und auf die einzelnen Sektionen des Referenzflugzeuges wurden die Tankmassen aufgeteilt (siehe Tabelle 4.3)

Tabelle 5.1 Rumpfmasse mit Tankstruktur

Fuselage Structural Weight Analysis incl. LH2 Tanks

Section	11/12	13	14	15	16	17	18	19.0	19.1	TOTALS
Section Length	6000	4267	5334	7061	3201	8001	3226	2890	3568	
Fuselage Length	6000	10267	15601	22662	25863	33864	37090	39980	43548	
Skin Panels (Ti)										
Skin Panels (Al)	445	528	863,28	1037,52	851,4	1272,48	415	472	222	6107
Frames	231	62,08	121,96	600,096	118,56	170	79			1402,716
Bulkheads	52			160				110		322
Maint.Doors/Surr.	29							3	41	73
Star provision	22									22
U/C Doors	57			130						187
Pass/Service Doors	220		158		138		188			704
Pass/Service Doors Instl.	49		120							169
Cargo Doors		113				147				260
Cargo Doors Instl.		54								54
Emergency Doors										0
Windshield	132									132
Windshield Instl.	145									145
Windows	6	25	21	38	9	46				145
Windows Instl.	2									2
Roar Structures	125	92	131	253	73	208	78			955
Roar Panels	86	63	69	86	42	104	44			494
Elect. Bay Struct.	18									18
Cargo Hold Struct.		65	100		88	117	8			373
MLG Support Struct.				250						250
MLG Structure	218									218
Keel Beam				311						311
Body/Wing Fairing		90 m2		630						630
Paint	9	7	9	14	5	12	24	2	2	84
Misc.	58	20		7	7					115
Escape Slide Box			13		13					26
Special Structures				414						414
Fixed Supports	73	20								93
Tank Fairings		145 m2			1015					1015
TOTAL Fuselage	1977	1069,08	1629,26	3930,616	1339,96	2071,48	836	587	265	14721
Tanks incl. insulation	-	-	1030	-	-	1588			680	3293
Tank Fuselage attachm./reinforcement			240			600			60	900
Tank Wing			925							925
Tank Wing Spars			1608							1608
										21647

Änderungen gegenüber der TE 322

Anmerkungen zur Tabelle 5.1

Anmerkung für LH2 Tanks mit Isolations:	
*1	Aus der Messer Griesheim Untersuchung Cryoplan Feasibility Study Chapter 3.32 Seite 23 wurden folgende Materialkenndaten entnommen: Microsph. Vacuum (MG) 20 kg/m2
*2	Tank-Fuselage attachments/ Reinforcements: Ref weight: 2700kg bei 225 m3 aus Diaparbeit A300 LH2 12 kg/m3 Tank-Fairings/ Pannels/ Aux. Frames: 8 kg/m2 Belly-Fairing: 7 kg/m2
*3	Aus der Messer Griesheim Untersuchung Cryoplan Feasibility Study Chapter 3.32 Seite 78 wurden folgende Materialkenndaten entnommen: Microsph. Vacuum (MG) 2kg/m2 + 2kg/m2 Tankhülle (EZA-Abschätzung) 4 kg/m2
*4	Nötige Anpassung durch stark gekrümmte Rumpfoberschale relativ zu A320 Querschnitt: Anpassung durch Keeseformel ergab über Gesamtumfang +32% Mehrgewicht: Faktor: 1,32 (nur für den zylindrischen Teil)
*5	Nötige Anpassung durch stark gekrümmte Rumpfspante relativ zu A320 Querschnitt: Anpassung durch Steghöhe (+90%) ergab über Gesamtumfang +14% Mehrgewicht: Faktor: 1,14 (nur für den zylindrischen Teil)

Aus der vorgegebenen Geometrie und den örtlichen Belastungen für die Tragfläche (Linienlasten, Moment-, Querkraft- und Längskraftbelastungen) lässt sich die Flügelmasse über die Verhältnisse an den einzelnen Teilen und Baugruppen ermitteln (siehe Tabelle 4.6).

Tabelle 5.4 Flügelmassenermittlung

WING WEIGHT	TYPE:	Neues A/C	O. Böttger	8.3.01	
	A330-300		Neues A/C		
MTOW	217000			90000	
MZFW	169000			72000	
Wing Area [m²]	361,6			233	
Wing wheels	8			0	
Total wheels	8			8	
Area fwd of front spar				41,2	
Area aft of rear spar				63	
Slat area				0	
Flap area				28	
Spoiler area				5	
Aileron area				5,2	
Outboard Box Area [m²]	232			142,40	
Fixed leading edge area					
Fixed trailing edge area					
	Weight	Parameter	Parameter	Weight	
skin,stringer,joints	14003	9448	S panel longit. force * length	2209	3273
spars	2846	816	S spar shear force * length	303	1056
ribs	2346	58,1	Box Volume	14,1	571
pylon attachment	450	7782	Engine Weight	4662	270
u/c attachment	1580	217000	MTOW * wing/total wheels	0	0
tank sealing	250	165	tank area projection	164	
TOTAL outboard	21475				5170
C/S					
skin,stringer,joints	2802	2528	S panel longit. force * length	0	0
spars	678	2802	Skin weight	0	0
root rib	996	8,54	Root Area^1.5	14,26	1663
ribs	383	47,8	Box Volume	0,0	0
wing / fus attachment	308	107872	MZFW-wing-engine	48181,935	138
tank sealing	97	29,7	tank area projection	0,0	0
TOTAL center section	5264				1801
TOTAL primary	26739				6971
Slats				38,5	0
Flaps				45,0	1260
Spoiler				20,0	100
Ailerons				35,0	182
MOVEABLES					1542
Fixed leading edge				33,0	1088
Fixed trailing edge				20,0	592
SECONDARY struct	8382				3222
TOTAL STRUCT	35121				10192

Daraus ergibt sich die Flügelmasse von $M_{\text{Flügel}} = 10192 \text{ kg}$. Um dieses Ergebnis an den angestrebten 2010-Standard anzupassen, wird eine durch neue Technologien zu erwartende Gewichtsreduktion von 7,5% zu berücksichtigen.

$$M_{\text{Flügel},2010} = 10192 \text{ kg} \cdot 0,925 = 9428 \text{ kg}$$

Zur Bestimmung der Leitwerksmassen wurden wieder auf die bekannten Daten der TE322 zurückgegriffen.

Neben der Flächenanpassung mussten dabei für das Seitenleitwerk spezifisch höhere Gewichte angesetzt werden, da die Kräfte vom Höhenleitwerk durch die Struktur des Seitenleitwerks in den Rumpf eingeleitet werden müssen. Für die Leitwerksmassen ergibt sich daraus $M_{SLW} = 833\text{kg}$ und $M_{HLW} = 1043\text{kg}$.

Die Fahrwerksmassen wurden über einen Vergleich mit ausgeführten Flugzeugen ähnlicher Dimensionen und Bauart bestimmt, wobei ein Anteil von 3,5 Prozent ermittelt wurde. Für das gesamte Fahrwerk ergab sich daraus $M_{Gear} = 2914\text{kg}$, wobei alle Werte mit dem entsprechenden Technologiefaktor wieder an den Stand 2010 angepasst wurden.

Die komponentenweise Zusammenfassung aller Massen ermöglicht dann auch eine Abschätzung der Schwerpunktsituation für die Gesamtkonfiguration. Dazu wurden zunächst die Hebelarme der Schwerpunkte der A322-X1 bezogen auf die Rumpfmasse ermittelt (siehe Bild 5.1) und auf die Dimensionen der Wasserstoffentwurfes übertragen.

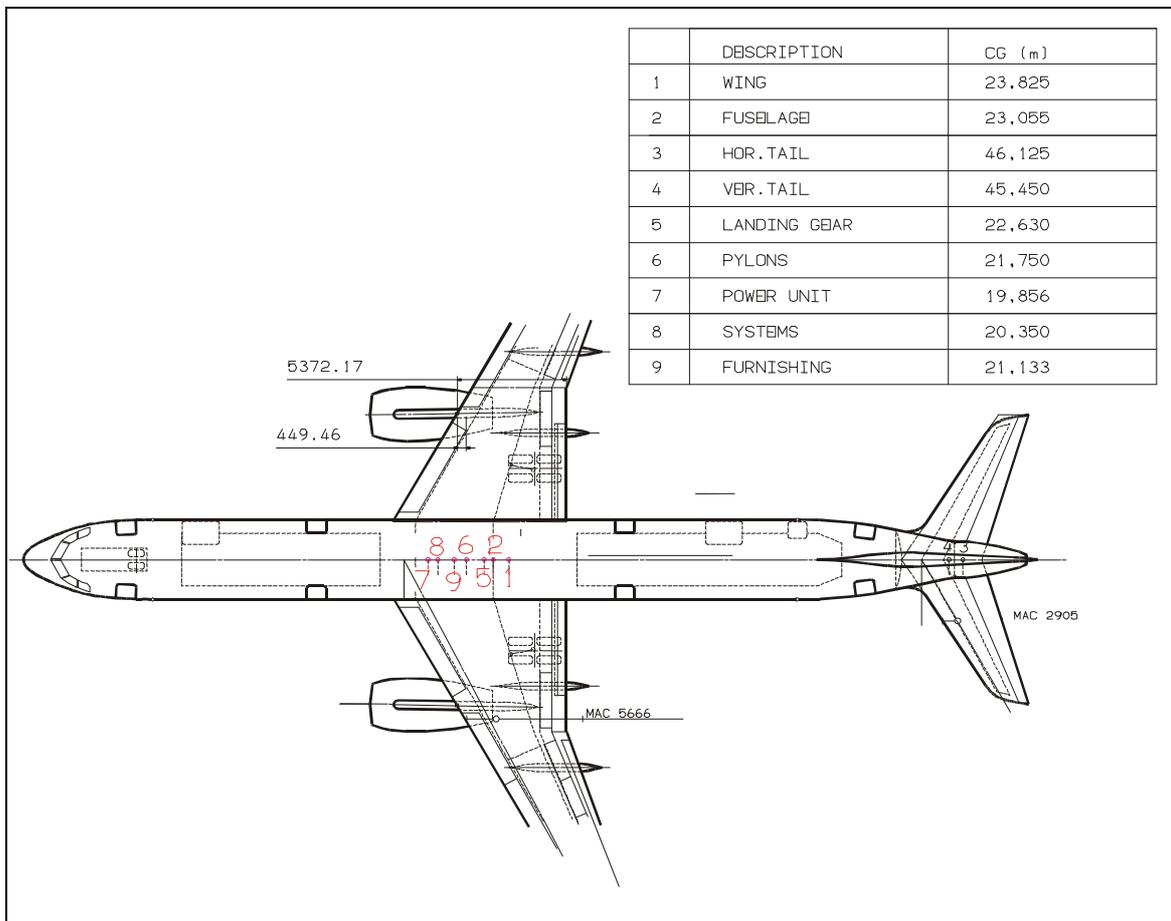


Bild 5.1 Schwerpunkte der A322-X1

Die resultierenden Momente bezogen auf die Rumpfnase und die Lage bezogen auf die mittlere Flügeltiefe für den Entwurf der Wasserstoffvariante sind in der Tabelle 5.1 zusammengefasst. Auf dieser Basis lässt sich dann zunächst der Leergewichtsschwerpunkt bestimmen.

Tabelle 5.5 Berechnung des Gesamtschwerpunktes

A/C= LH2					
X MAC/4 wing=	21952		0% MAC wing=	20211,5	
MAC wing=	6962				
REF A322-X1					
COMONENT	WEIGHT	rel. position	abs. position	M nose	% MAC
Wing	9428		22718	2,142E+08	36,0
Fuselage	13617		21793	2,968E+08	22,7
HTP	1043		48058	5,012E+07	400,0
VTP	833		43706	3,641E+07	337,5
NLG	305		5010	1,528E+06	-218,3
Wing Gear	x		0	0,000E+00	-290,3
CTR Gear	2590		24200	6,268E+07	57,3
Pylon inner	870		21543	1,874E+07	19,1
Pylon outer	0		0	0,000E+00	-290,3
Powerpl. inner	9151		17635	1,614E+08	-37,0
LH2 Tank F1	1175		12070	1,418E+07	-116,9
LH2 Tank F2	2019		28809	5,817E+07	123,5
LH2 Tank F3	870		41120	3,575E+07	300,3
LH2 Tank Wing	2343		22400	5,248E+07	31,4
				0,000E+00	-290,3
				0,000E+00	-290,3
Powerpl. outer			0	0,000E+00	-290,3
Systems ***1)	5130		18500	9,491E+07	-24,6
Furnishing	3259		19115	6,230E+07	-15,7
TOTAL	52633		22032	1,160E+09	26,1
%Allowence	526		22032	1,160E+07	26,1
MWE	53159	no. allowance	22032	1,171E+09	26,1
Op Items	5552		22436	1,246E+08	32,0
TOTAL	58711		22070	1,296E+09	26,7
OWE	58711	no margin	22070	1,296E+09	26,7
Payload		full payload	0	0,000E+00	
ZFW	58711		22070	1,296E+09	26,7
Outer tank				0,000E+00	
total	58711		22070	1,296E+09	26,7
Inner tank				0,000E+00	
total	58711		22070	1,296E+09	26,7
rear 50% ctr tank				0,000E+00	
TOTAL	58711		22070	1,296E+09	26,7

Mit 26 Prozent bezogen auf MAC liegt der Schwerpunkt des Betriebsleergewichtes nach einigen Iterationen (Flügelverschiebung um 0,7m nach hinten) dann im optimalen Bereich ($25\% \pm 3\%$).

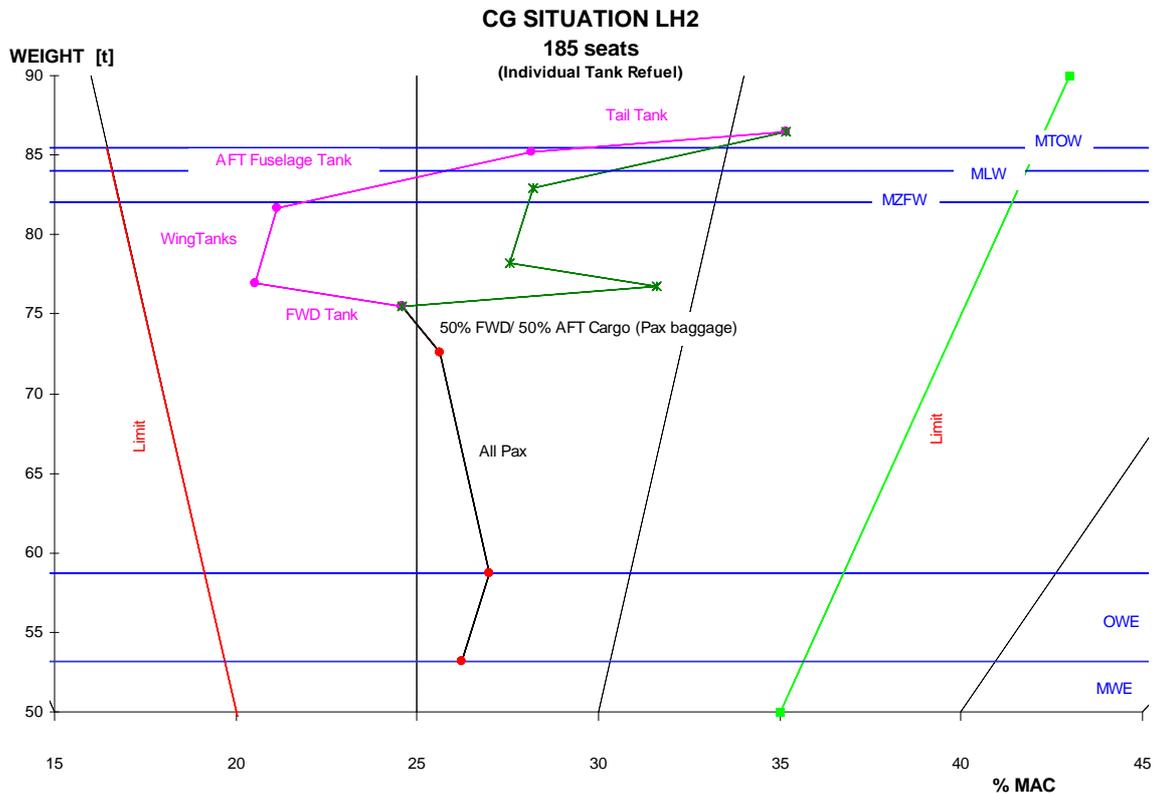


Bild 5.2 Schwerpunktssituation

Da die Schwerpunkte von Kabine (Passagiere und Fracht) und Tanks (Kraftstoff) annähernd mittig über diesem Gesamtschwerpunkt liegen ergeben sich auch beim Vorhandensein von Teilmengen keine großen Schwerpunktwanderungen (Bild 5.2). Mit Grenzen von 20% bis 35% ist der Schwerpunktsbereich großzügig bemessen und lässt viel Spielraum für asymmetrische Betreiberleistungen.

6 Familienkonzept

Entsprechend den Forderungen muss der Wasserstoffentwurf auch für Weiterentwicklungen geeignet sein, wobei insbesondere eine Größenanpassung des Flugzeuges möglich sein muss (siehe Bild 2.3).

6.1 Basisflugzeug

Bild 6.1 zeigt den resultierenden Entwurf. Die Tanks sind vollständig in Rumpf und Flügel integriert, wie sich insbesondere in den 3D-Solid Works-Darstellungen (siehe Bild 6.2 und Bild 6.3) erkennen lässt. Die Heckansicht lässt außerdem die integrierte Rumpf-Leitwerksstruktur erkennen, die neben aerodynamischen Vorteilen auch Raum für eine größere Tankeinheit bietet. Dabei wurde davon ausgegangen, dass sich entsprechende Strukturen mit modernen Bauweisen in Kohlefaserverbundwerkstoff (CFK) realisieren lassen.

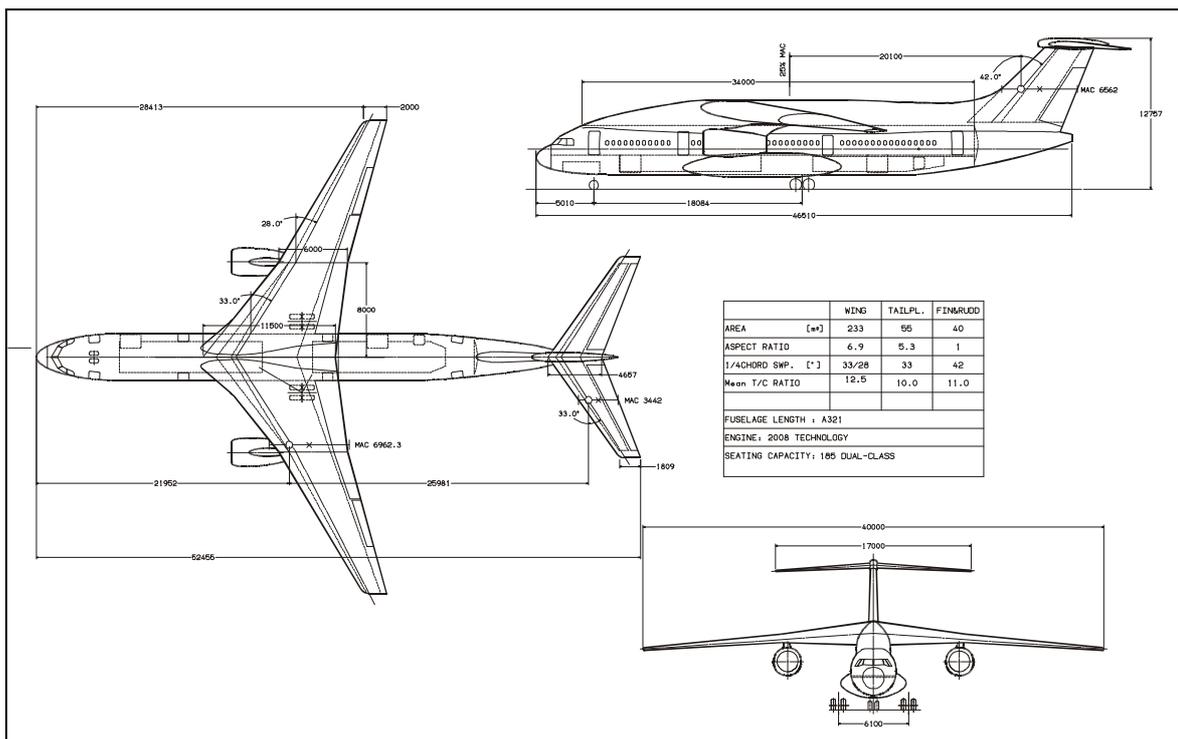


Bild 6.1 Dreiseitenansicht LH2001-200



Bild 6.2 LH2001 als 3D-Solid Works-Modell

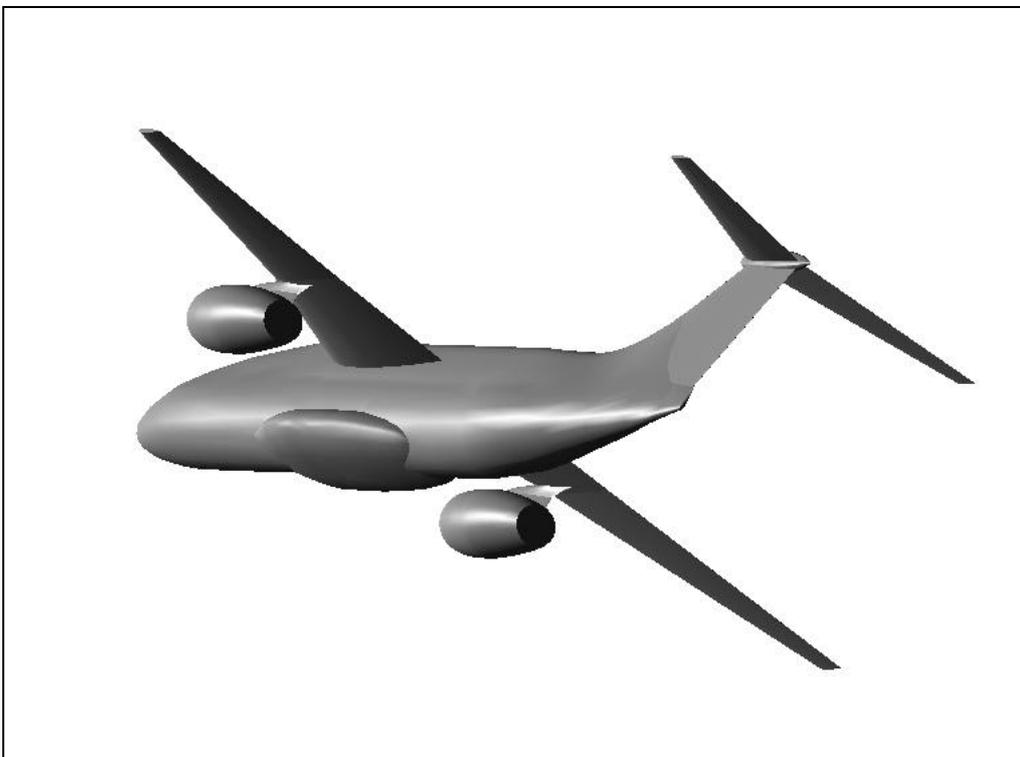


Bild 6.3 LH2001 als 3D-Solid Works-Modell

Die Lage, Größe und Position der Tanks ist in Bild 6.4 zu erkennen. Bei der Formgebung wurde bereits beachtet, dass sie als Druckbehälter ausgebildet werden müssen. Die Körper berücksichtigen außerdem, dass der Aufwand für die Isolierungen und die Wasserstoffmenge ausgeglichen ist. Dieses Verhältnis ist nur für die flachen Flügeltanks ungünstig, insbesondere am Ende im Bereich der Triebwerksaufhängung.

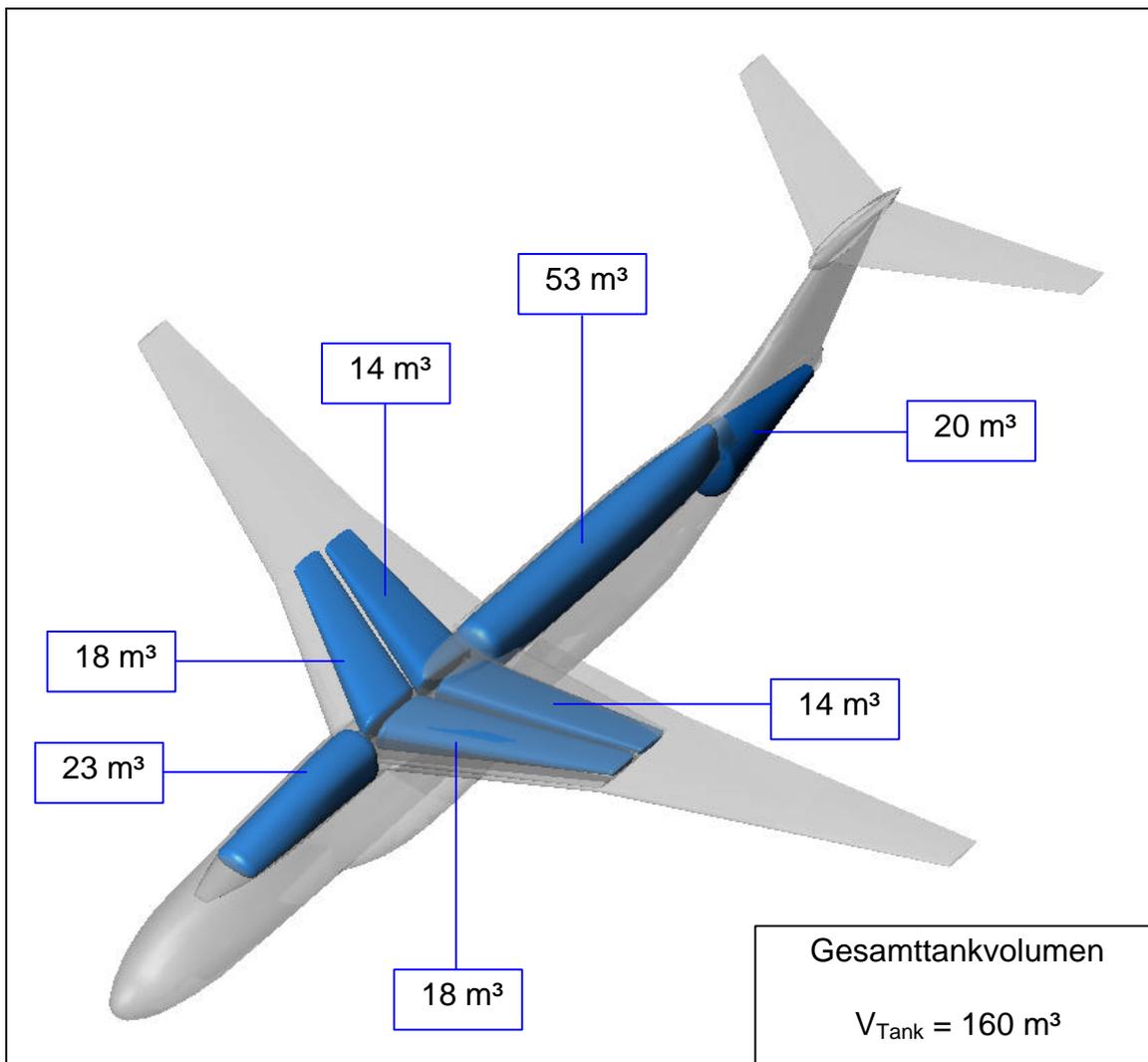


Bild 6.4 LH2001-200 Tankanordnung

6.2 Gestreckte Variante

Trotz der einem Spindelrumpf ähnlichen Form lässt sich aus dem Basisflugzeug (siehe Bild 6.5) eine Flugzeugfamilie entwickeln. Betrachtet wurde in diesem Zusammenhang jedoch nur die verlängerte Variante.

Wie sich die Einschübe im Bereich konstanten Querschnitts vor und hinter dem Flügel realisieren lassen wird ebenfalls in Bild 6.5 gezeigt. Dabei erhöht sich die Passagierzahl von 185 auf 218 im Zwei-Klassen-Layout (siehe Bild 6.6).

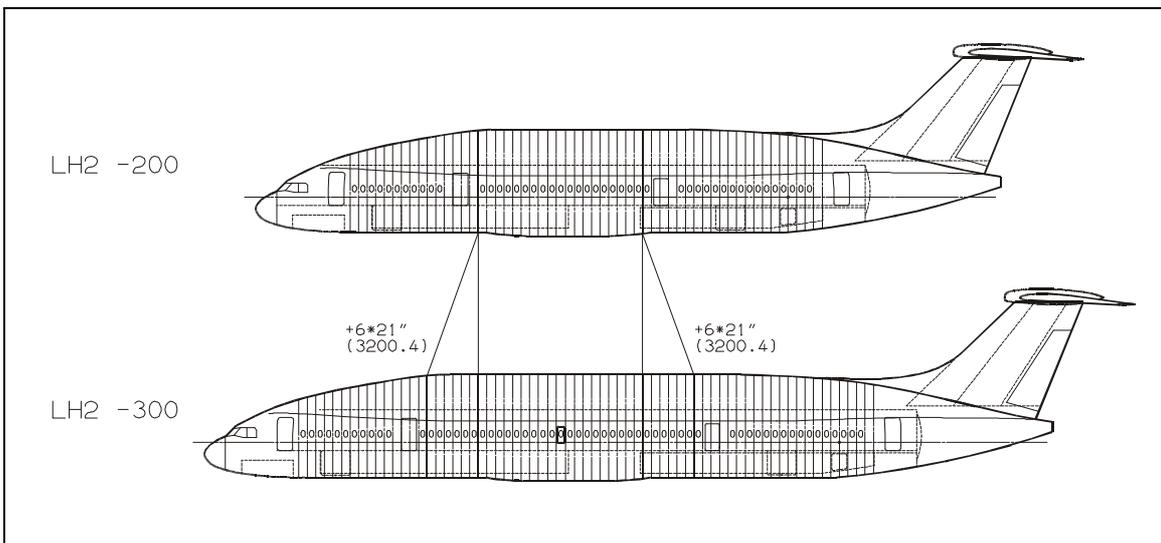


Bild 6.5 LH2001 Familienkonzept

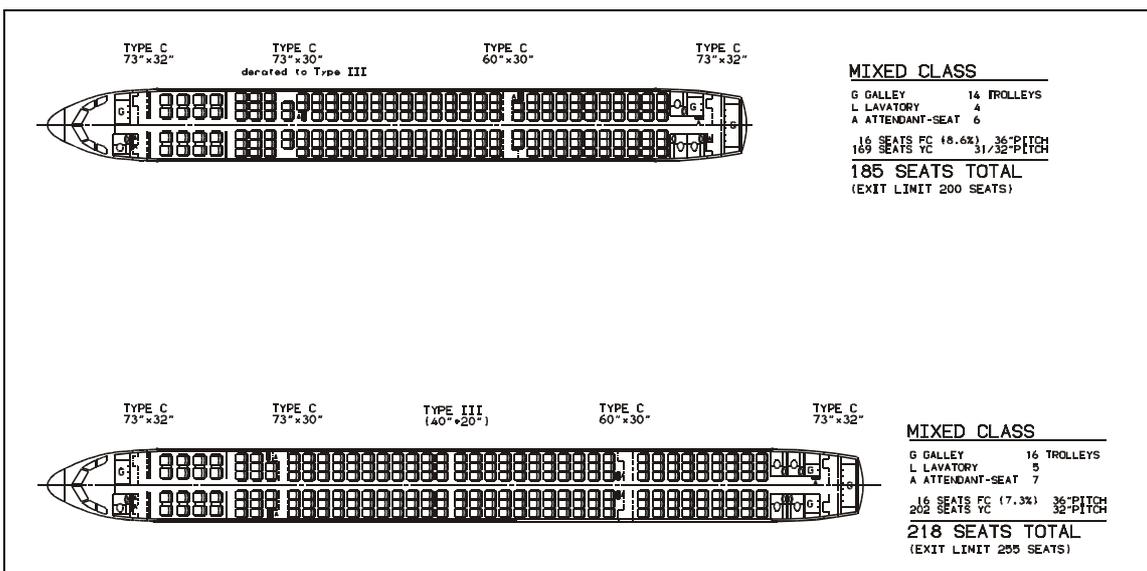


Bild 6.6 Kabinenauslegung für Basis und gestreckte Version

Im Gegensatz zu konventionellen Entwürfen bei denen der Kraftstoff ausschließlich im Flügel untergebracht ist, kann bei der vorliegenden Konfiguration durch die Rumpftanks das Kraftstoffvolumen ohne Probleme angepasst werden. Der Effekt heutiger Transportflugzeuge, bei denen die größere, gestreckte Variante weniger weit fliegt als die kleinere entfällt dadurch. Erste Abschätzungen haben gezeigt, dass mit der verlängerten Variante, trotz höherer Gewichte und größerem Widerstand weiter geflogen werden kann, als mit dem Basisflugzeug [Schulz 2001]. Der reduzierte Heckfreiwinkel, sonst kritisch bei gestreckten Flugzeugen, führt dabei zu keinen Problemen, da der große Flügel keinerlei Klappensysteme an der Vorderkante benötigt, hohe Anstellwinkel bei Start und Landung also nicht berücksichtigt werden müssen.

7 Flugleistungen und Wirtschaftlichkeit

7.1 Flugleistungen

Um für das gewählte Konzept die Realisierbarkeit der Anforderungen nachzuweisen, können sich die Leistungsnachrechnungen auf den Missionsteil beschränken. Das Flügelkonzept, d.h. der extrem große Flügel, der bei niedrigen Flächenlasten operiert (siehe Tabelle 7.1), garantiert die Erfüllung aller Start und Landestreckenforderungen. Von vornherein konnte deshalb bereits auf komplizierte Hochauftriebshilfen verzichtet werden. Klappen an der Flügelvorderkante entfallen ganz und für die Hinterkantenklappen genügen einfache Systeme.

Tabelle 7.1 Hauptdaten und Charakteristika für LH2001 und die Referenz

Flugzeughauptdaten	TE322-200	LH2-200
	Ref. Kerosin	
Triebwerk Typ	PW8000	RR253
SLST [klb]	31	43
Auslegungsreichweite [nm]	4000	4000
Sitze 2 Class MR [nb]	185	185
Container ULD [nb]	5 / 5	6 / 4
Flügelfläche [m ²]	170	233
Gewichte: MTOW [t]	90	85.3
MLW [t]	77	84
MZFW [t]	72	82
MWE [t]	43	52.9
OWE (2CL, MR) [t]	49	58.5
max Nutzlast [t]	23	23
Kraftstoffkapazität [t]	31	10.65
relative Dichte [kg/m ³]	803	71
Kennwerte:		
Schub/Gewicht [lbf/lb]	0.31	0.45
Flügelbelastung [kg/m ²]	530	370

Zur Ermittlung der Flugleistungen im Reiseflug werden dann neben Gewichten (siehe Abschnitt 5) noch die aerodynamischen Daten und Triebwerkskennfelder benötigt.

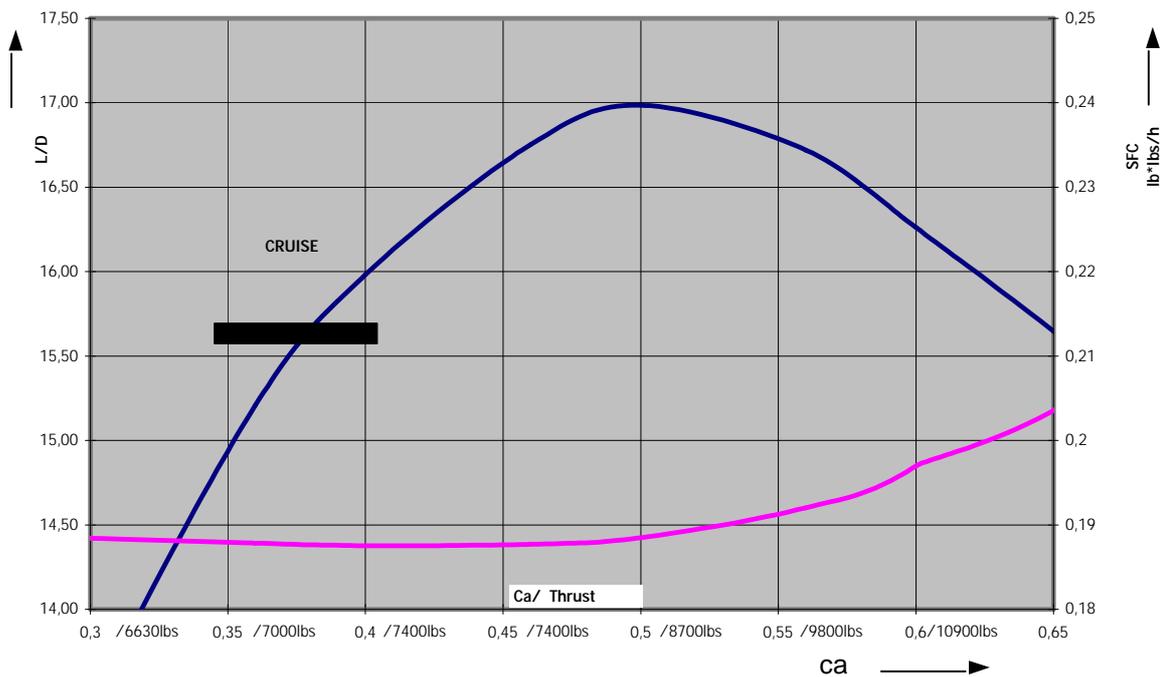


Bild 7.1 Flügel-Triebwerksabstimmung

Die Polare wurde direkt im Zusammenhang mit der Auswahl des Flügelkonzeptes (siehe Abschnitt 4) und dem *Group of Six*-Verfahren [BA 1983] für die vorhandene Geometrie bestimmt. Wie Bild 7.1 zeigt, ist sie mit einem Gleitzahlmaximum von 17 nur wenig schlechter als die des Referenzflugzeuges. Entscheidender Nachteil ist allerdings, dass der Reiseflugbereich das Optimum nicht ausnutzt. Hier führen die niedrigen Flächenbelastungen, d.h. die niedrigen Auftriebsbeiwerte zu Nachteilen. Die Triebwerkskennfelder wurden von einem für Technologiebetrachtungen im 250-Sitzer-Bereich vorgesehenen Triebwerksvorschlag übernommen und die Verbrauchswerte an den höheren Heizwert von Wasserstoff angepasst. Vorausgesetzt wurde dabei, dass alle notwendigen Änderungen am Triebwerk selbst ohne zusätzliche Leistungseinbußen möglich sind und auch nicht zu wesentlich höheren Gewichten führen. Die Hauptdaten sind in Tabelle 7.2 zusammengefasst.

Tabelle 7.2 Triebwerkshauptdaten
(H=35000 ft, M=0,82, Zapfluentnahme berücksichtigt)

Technologie 2010	TE322-200	LH2-200
Triebwerk	PW8000-Type	RB253-Type
Konfiguration	Kerosin	Wasserstoff
Nom. SLST lbf	33000	42880
Fan-Ø inch	75.8	85
BPR	11.3	10.2
OPR	40.4	40.4
Nom. Reise SFC lb/hr/lbs	0.546	0.19
Basis Gewicht kg	3751	4269

Die Verbrauchskurve für den Reiseflug (M=0,8, H=35000ft) ist ebenfalls in Bild 7.1 dargestellt. Wie sich zeigt, wird dort im Betrieb fast das Minimum erreicht. Während diese Darstellung für heutige Standardentwürfe zur Abstimmung von Flügeigenschaften und Triebwerksleistungen benutzt wird, zeigt sie hier wie weit man von den optimalen Randbedingungen entfernt ist. Wie sich dies aus den Randbedingungen ergibt, wurde bereits im Zusammenhang mit der Auswahl des Flügelkonzeptes erläutert.

Für die Flugleistungen wurde von der DA das Programm POP (Parametrisches-Optimierungs-Programm) [MBB 1988] zur Verfügung gestellt. Ausgehend von der Aufgabenstellung und den vorhandenen Eingabedaten können damit alle Leistungsrechnungen entweder direkt (vorgegebene Mission eines bekannten Flugzeuges) oder iterativ (Nutzlast-Reichweiten-Beziehungen einer neuen Konfiguration mit bekannten, oder angepassten Geometrien) durchgeführt werden. Der Ablauf erfolgt in diskreten Schritten, Steig- und Sinkflug in Höhenschritten von 1000ft, Reiseflug in Streckenabschnitten von 25nm, wobei das Konvergenzkriterium eine Genauigkeit von 25kg ist. Wenn die letzte Änderung im Iterationsprozess darunter liegt, gilt der Zielwert als erreicht.

Innerhalb des Programms wurden dabei alle physikalischen Grenzwerte überprüft und die Abläufe der Mission gegebenenfalls korrigiert. Dazu gehören u.a. *Buffet*-Limitierungen, Schub-Limitierung und Höhenstaffelung.

Mit diesem Programmsystem wurde sowohl die Auslegungsrechnungen durchgeführt als auch die Nachrechnungen für die typische Vergleichsmision. Die Auslegungssituation musste dabei mehrfach durchlaufen werden, da die Anforderungen an das Tankvolumen mit den daraus resultierenden Gewichts- und Widerstandsänderungen mehrfach angepasst werden mussten.

Für die betrachtete Basisversion mit Wasserstoffantrieb, LH 2001-200, ergaben sich schließlich die in Bild 7.2 dargestellten Beziehungen zwischen Nutzlast und Reichweite. Der Vergleich mit der Referenz zeigt, dass beide Flugzeuge zwar den gleichen Auslegungspunkt erreichen, sich in den Tendenzen aber erheblich voneinander unterscheiden. So beginnt die Begrenzung der maximalen Nutzlast durch das maximale Startgewicht bei der Wasserstoff-Variante bereits bei weniger als 1000nm, bei der Kerosin-Variante erst bei 2500 nm. Bei reduzierter Nutzlast (gegenüber der Auslegungsmission) wirkt sich dann die enge Volumenbegrenzung der Wasserstofftanks aus, die letztlich zu einer Reduzierung der Überführungsreichweite (d.h. ohne Nutzlast) um mehr als 1000nm führt. Bei gleichen Auslegungsanforderungen ist also die Flexibilität der Wasserstoff-Variante stark eingeschränkt. Für die Fluggesellschaften wirkt sich dies wesentlich bei im Einsatz auftretenden Abweichungen von den Standardbedingungen aus.

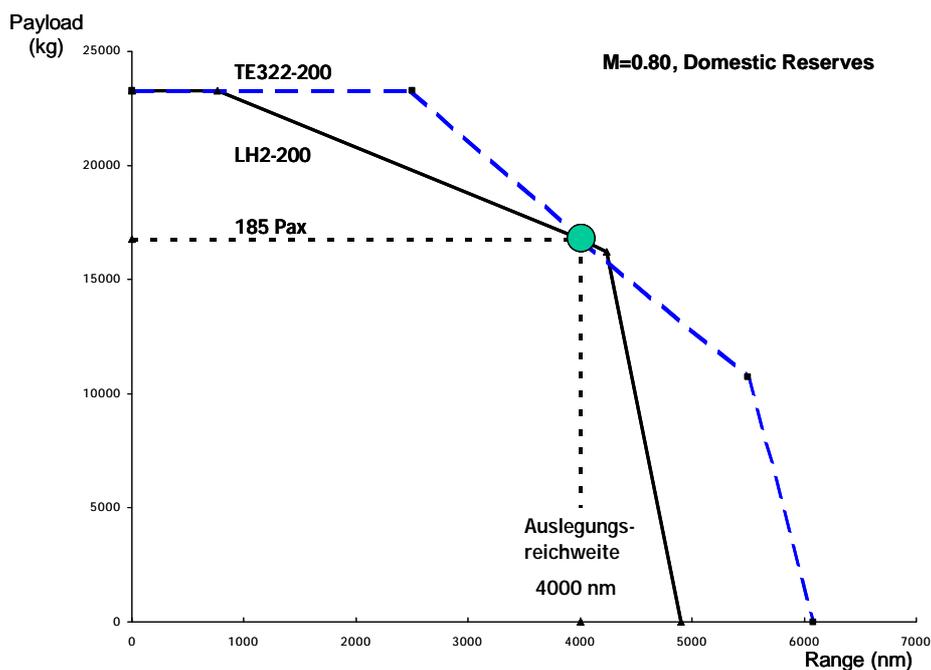


Bild 7.2 Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

Insgesamt zeigt sich, dass bei der Verwendung von Wasserstoff die Gewichtsänderungen über die gesamte Mission, bedingt durch die größere Effektivität (Heizwert) weitaus geringer sind als bei heutigen Flugzeugen. Da durch die zusätzlich eingebauten Tankstrukturen das Leergewicht jedoch erheblich höher ist, fliegt die Wasserstoff-Variante immer mit einem

höheren mittleren Fluggewicht. Insbesondere bei kurzen Strecken, bei denen die Steuerbarkeit entscheidend ist, wirkt sich dies nachteilig aus.

Neben den Auslegungsbedingungen wurden mit POP auch die Blockkraftstoffe, die in die Wirtschaftlichkeitsrechnungen eingehen für die typische Mission (1000nm) ermittelt.

7.2 Wirtschaftlichkeit

Die Beurteilung der Wirtschaftlichkeit von wasserstoffangetriebenen Flugzeugen erscheint in diesem Zusammenhang zunächst wenig sinnvoll. Wenn für den Flugbetrieb kein Kerosin mehr zur Verfügung steht, fehlt diese Alternative gänzlich und die Wirtschaftlichkeit kann nur gegenüber anderen, dann möglicherweise verfügbaren Antriebstechnologien verglichen werden.

Trotz allem lohnt es sich den Übergangsbereich aus heutiger Sicht zu betrachten. Unter der Annahme, dass Erdöl langsam knapper und Kerosin teurer wird, muss es einen Zeitpunkt geben, ab dem sich die Verwendung von Wasserstoff bereits lohnt. Insbesondere dann, wenn bei größerer Nachfrage (andere Transportsysteme) durch großindustrielle Produktion von Wasserstoff dessen Preis sinkt. Um diesen Zeitraum einzugrenzen wurde mit den vorhandenen Ergebnissen (siehe Abschnitt 7.1) und einer vorhandenen Prognose (siehe Bild 7.3) [LH2|CRYOPLANE 1992] eine Variationsrechnung zu den Betriebskosten durchgeführt. Diese geht davon aus, dass alle infrastrukturellen Einrichtungen (Betankungs- und Versorgungseinrichtungen) für beide Kraftstoffsysteme nebeneinander vorhanden sind und lediglich die Preise der jeweiligen Markt- und Versorgungssituation angepasst werden müssen.

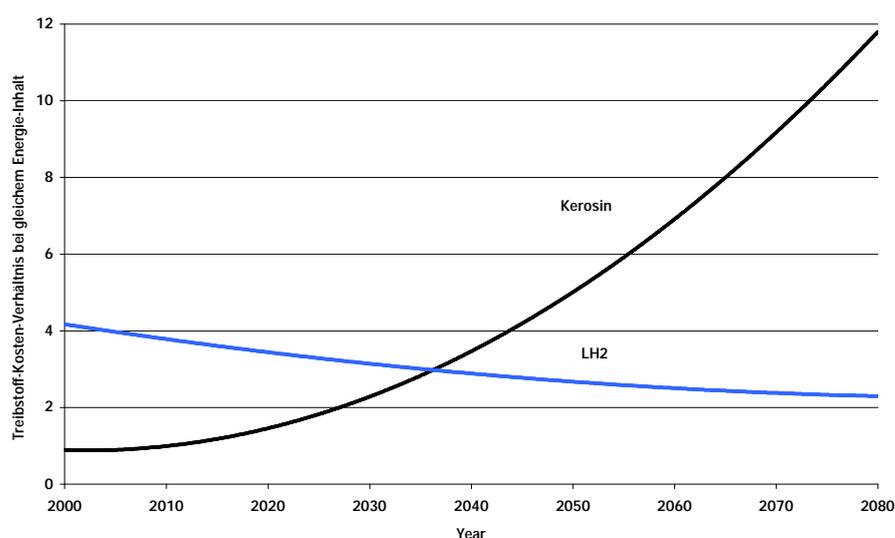


Bild 7.3

Kraftstoffkostenprognose [LH2|CRYOPLANE 1992]

Für diese Rechnungen wurde das AI-Betriebskostenmodell [AI 1995] verwendet. Erfasst werden darin alle wesentlichen Kostenanteile, die im Betrieb des Flugzeuges anfallen. Hierzu gehören Treibstoff, Gebühren und Personal. Darüber hinaus sind auch Anteile für Abschreibung (Anschaffungskosten), Versicherung und Wartung enthalten.

Berücksichtigt wird für die Vergleichsmision die Standardkabinenkonfiguration mit 185 Passagieren und der entsprechende Kraftstoff für 1000nm (siehe Tabelle 7.2). Die Preise, sowohl für das Gesamtflugzeug als auch für das Triebwerk, wurden nach DA-internen Verfahren [Prenzel/Schulz 1995] bestimmt. Marktpreise wurden bewusst nicht verwendet, die bei gleicher Auslegung auch zu gleichen Preisen geführt hätten. Mit Hilfe dieses Verfahrens und mit Gewichts- bzw. Schubabhängigkeiten soll hier der Mehraufwand für den Wasserstoffantrieb berücksichtigt werden. Diesen Mehraufwand werden Käufer dann auch bereit sein zu bezahlen. Er verschiebt allerdings den Umschlagpunkt, d.h. das Jahr, ab dem sich ein Wasserstoffgetriebenes Flugzeug lohnen würde.

Tabelle 7.3 Hauptdaten zur Betriebskostenrechnung

	TE322-200	LH2-200
Triebwerk	PW8000 Typ	RR253 Typ
Passagiere [Anzahl]	185	185
Design Reichweite [nm]	4000	4000
MTOW [t]	90000	85300
SLST [klb]	31000	43000
Anzahl Kabinenpersonal (Durchschnitt pro Jahr))	4.6	4.6
Triebwerkspreis [Mio\$]	6.29	7.6
Flugzeugpreis [Mio\$]	47.12	59.23
Rel. Blockkraftstoffverbrauch [%]	Basis	-56.2
Kraftstoffpreis [USgallon]/ Jahr:	Kerosin / Rel. DOC	Wasserstoff / Rel. DOC
2000	0.8 \$ / Basis	1.43\$ / +137%
2020	6.0 \$ / Basis	1.36 \$ / +98%
2030	2.4 \$ / Basis	1.14 \$ / +58%
2040	3.4 \$ / Basis	1.00 \$ / +28%
2050	4.8 \$ / Basis	0.89 \$ / +2%
2060	7.2 \$ / Basis	0.86 \$ / -21%
2070	8.8 \$ / Basis	0.86 \$ / -30%
2080	12.0 \$ / Basis	0.86 \$ / -40%

Die Ergebnisse der Rechnungen (ohne Iterationseinfluss, bezogen auf das Jahr 2000) zeigen, dass die reinen Kraftstoffkosten für die Vergleichsmision mit Wasserstoff heute noch um 800 Prozent über denen mit Kerosin liegen (Bild 7.4), sich die Tendenz ab Mitte dieses Jahrhunderts jedoch umgekehrt. Bei Fortsetzung dieser Entwicklung würde sich dann am Ende des Jahrhunderts die umgekehrte Situation ergeben.

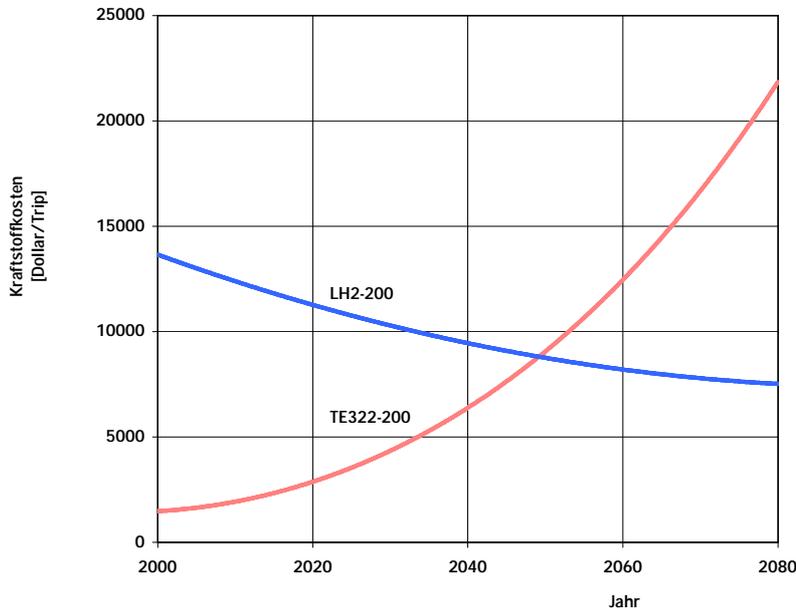


Bild 7.4 Kraftstoffkosten für 1000nm

Bei den vollständigen Betriebskosten ist der Unterschied augenblicklich mit 150 Prozent zwar erheblich geringer (kleiner Kraftstoffkostenanteil bei der betrachteten Mission), der Umschlagpunkt verschiebt sich aber nur unwesentlich zu höheren Jahreszahlen (siehe Bild 7.5)

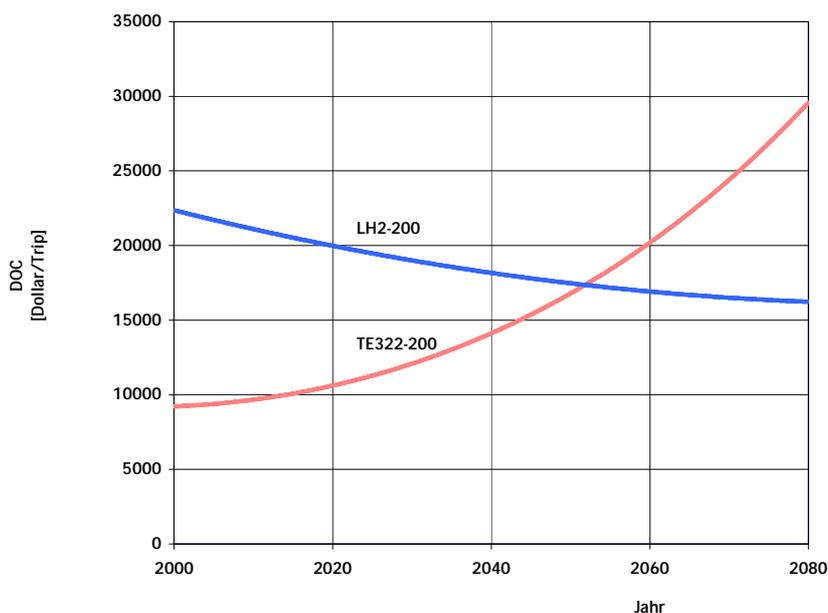


Bild 7.5 Gesamtbetriebskosten für 1000nm

Legt man die heute üblichen Zeiträume zugrunde, müsste also etwa 2040 mit den Entwicklungsarbeiten eines entsprechenden wasserstoffgetriebenen Flugzeuges begonnen werden. Mit Vorentwicklung und erweiterten Grundlagenarbeiten aber bereits in den nächsten 20 Jahren.

8 Zusammenfassung

Die Ausgangssituation für ein zukünftiges Mittelstreckenflugzeug im 200-Sitzer-Bereich wird sich gegenüber heute verfügbaren Derivativen in verschiedener Hinsicht ändern. So fordert der Markt bereits für die nähere Zukunft, dass in dieser Kategorie Reichweiten von 4000nm erreicht werden. Daneben ist erkennbar, dass bei sich verknappenden Ressourcen für Treibstoffe alternative Lösungen angeboten werden müssen.

Die vorliegende Arbeit zeigt, welche Möglichkeiten, unter der Verwendung von Wasserstoff, für ein entsprechendes Flugzeug denkbar sind und welche Konfiguration sich daraus ergeben kann. Bei der Lösung mussten zwei Extreme umgesetzt werden. Zum einen die hohe Reichweitenforderung, zum anderen der alternative Kraftstoff, der ein mehrfaches an Volumen erfordert. Obwohl zunächst erwartet worden war, dass zur Erfüllung der Forderungen ein völlig neuartiges Gesamtkonzept notwendig wird, ist das Ergebnis äußerlich wieder eine konventionelle Konfiguration (siehe Bild 8.1), wie sie für andere Aufgaben (Lastentransport, militärische Aufgaben) überall im Einsatz ist. Dass sich hinter dieser Fassade doch ein verändertes Konzept versteckt, ist erst auf den zweiten Blick sichtbar. Zwar ist auch die Kombination aus Flügel- und Rumpftanks nicht ungewöhnlich, unüblich jedoch die Lage und Volumenverteilung.

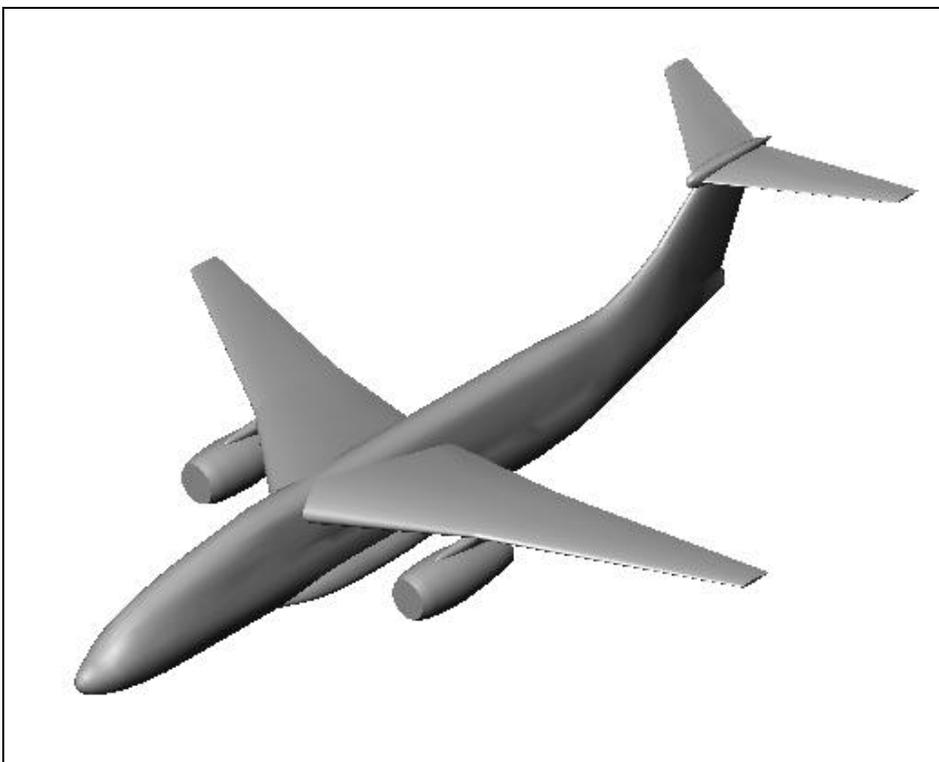


Bild 8.1 LH2001 Gesamtansicht als 3D-„Solid Works“-Modell

Trotzdem unterscheiden sich die Ergebnisse in einigen Punkten erheblich von denen heutiger Flugzeuge und weisen ungewöhnliche Charakteristika auf. So bewirkt ein höherer Widerstand nur vergleichsweise unwesentlich höhere Verbräuche, während ein geringfügig höheres Gewicht bereits zu erheblichen Reichweiteneinbußen führt (siehe Bild 7.2). Das Medium Wasserstoff als Energieträger führt also zu widerstandsunempfindlicheren, aber gewichtssensitiven Flugzeugen.

Wie die Betrachtungen zur Wirtschaftlichkeit zeigen, ist aber eine Realisierung unter der heute absehbaren Entwicklung der Randbedingungen nur langfristig denkbar. Sollten sich diese Randbedingungen jedoch ändern, z.B. durch die Besteuerung von herkömmlichen Kraftstoff (CO₂-Steuer), können daraus mittel- oder kurzfristige Realisierungschancen und -notwendigkeiten werden.

Literaturverzeichnis

- [AI 1995] AIRBUS INDUSTRIE: *Airbus Project D.O.C. Method, TA-P* (812.076/88 Issue 2, Rev.95). 1995. – Firmenschrift
- [ATA 100, 1974] AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: *Specification for Manufacturers' Technical Data, ATA Specification 100*, Washington D.C.:ATA, 1994. – Vertrieb: Air Transport Association of America, 1301 Pennsylvania Avenue NW – Suite 1100, Washington, D.C. 20004
- [BA 1983] BRITISH AEROSPACE: *Group of Six, Preparation of bases calculations for future AI aircraft, HFR-R-311-PF-2964*: UK, British Aerospace, 1983
- [BA 1990] BRITISH AEROSPACE: 146 „Quiet Profit Maker“, Gear Extension, 1990
- [BORCHARD 2000] BORCHARD, V.: *Entwurfskonzepte zur TE 322*, 2000. EADS AIRBUS GMBH – Firmenschrift
- [EADS Airbus 2000_a] EADS AIRBUS GMBH: *Design Standards for Medium Range Commercial Transports*; Task Technical Report No. 22-6s. 2000. – Firmenschrift **Hier: Anhang A**
- [EADS Airbus 2000_b] EADS AIRBUS GMBH: *Design Requirements for Medium Range Commercial Transports*; Task Technical Report No. 22-6s. 2000. – Firmenschrift **Hier: Anhang B**
- [ESDU 2000] ESDU ENGINEERING SCIENCES DATA UNIT, *Stability of Aircraft*, Volume 9. London, 2000
- [FVW FOKKER] LICHTHE, M.: *Beitrag zur Tagung des DGLR-Fachausschusses „Starrflügler“*.1974.Bremen. VFW-FOKKER GMBH - Firmenschrift
- [JANE'S 2000-2001] JACKSON, PAUL: *Jane's All The Worlds Aircraft, 2000-2001*. Surrey: Jane's Information Group Limited, 2000
- [LH2] CRYOPLANE 1992] EADS AIRBUS GMBH: *Verkehrsflugzeuge mit Wasserstoffantrieb, Deutsch Russisches Gemeinschaftsprojekt*. 2000- Firmenschrift

- [LINGNAU 1999] LINGNAU, R.: *Diplomarbeit, Auswirkungen modifizierter Leitwerksanbindungen an einem nutzlastoptimierten Airbus Rumpfheck*, Aachen, 1999
- [LINGNAU 2000] LINGNAU, R.: *TE322, Aircraft Description, Technology Rereference*, EADS AIRBUS GMBH (Issue 2.1,EZX1-041/2000). 2000-Firmenschrift
- [MEUSSEN 1993] MEUSSEN, M.: *Diplomarbeit, Modifikation eines A321 für den Betrieb mit Flüssigwasserstoff*, Hamburg, 1993
- [MBB 1988] MBB, MESSERSCHMITT BÖLKOW BLOHM: *POP-Programme-System, Abt.:TE 253, Document Number TE 253-yy-88 (Issue7.0)*. 1988. – Firmenschrift
- [MESSER GRIESHEIM 1992] Messer Griesheim *Beitrag zu „Feasibility Study, Cryoplane, Cryosystem, Cryoplane Tanks 3.3*. DASA RT. 1992 - Firmenschrift
- [PRENZEL / SCHULZ 1995] EADS AIRBUS GMBH: *Preliminary Price Estimation Method for Airframes an Engines*,(EZ 11). 1995. – Firmenschrift
- [ROLLS ROYCE 1998] ROLLS ROYCE: *PreRB253 Type, Study Engine Performance*, 1998–Spot Point Brochure
- [ROPERS 1992] ROPERS, H.: *Diplomarbeit, Modifikation eines Airbus A300-600 auf die Verwendung von Flüssig-Wasserstoff als Kraftstoff*, Hamburg, 1992
- [SCHOLZ 1998] SCHOLZ, D.: *Vorlesungsskript Flugzeugentwurf*: Hamburg Fachhochschule, 1998
- [SCHULZ 2001] SCHULZ, H.G.: *Vorläufige Leistungsanalyse zu Flugzeugfamilien mit Flüssiggasantrieb*, (EZ11). EADS AIRBUS GMBH 2001- Firmenschrift
- [TORENBEEK 1976] TORENBEEK, E.: *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft University Press, 1976
- [TRAHMER 1993] TRAHMER, B.: *Weiterentwicklung eines Vorentwurfs-verfahrens zu Flügelmassen*,(EZ 11). 1993. EADS AIRBUS GMBH – Firmenschrift

Anhang A Design Standards for Medium Range
Commercial Transports



DESIGN STANDARDS

FOR

**MEDIUM RANGE
COMMERCIAL TRANSPORTS**

This document is a **reference document** defining individual **standards** for a specific family of aircraft. In early design stages not all of the items have to be addressed, but all have to be kept in mind. Numbering and document structure is accordance with AI (ACE) index system for Conceptual Design.



1 INTRODUCTION

1.1 Purpose of the Document

The design standards are chosen for consistency of all comparable designs. Once the design is achieved, specific checks can be performed using specific airlines evaluation rules or more global aircraft evaluation guidelines if needed.

1.2 Conventions

"Medium Range" in general refers to

- Passenger numbers for two class Layouts and
- ranges from 3000 nm to 5500 nm

All rules are based on DA's best knowledge of standards for the near future

1.3 Glossary tbd

1.4 Acronyms

A/C	Aircraft
ACN	Aircraft Classification Number
AEA	Association of European Airlines
BTU	British Thermal Unit
CAS	Calibrated Air Speed
CG	Centre of Gravity
FAR	Federal Aviation Regulations
FC	First Class
ISA	International Standard Atmosphere
JAR	Joint Aviation Requirements
LD	load device
L/D	lift versus drag
MLW	Maximum Landing Weight
MMO	Maximum Operating Mach Nb.
MRW	Maximum Ramp Weight
MTOW	Maximum Take-off Weight
MWE	Manufacturer's Weight Empty
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight
nb	Number
n.a.	not applicable
OPIs	Operator Items
OWE	Operating Weight Empty
PASS	Passenger
PCN	Pavement Classification Number
SFC	Specific Fuel Consumption
SL	Sea Level
SPP	Standard Passenger Payload
STD	Standard
tbd	to be determined
VMO	Maximum Operating Speed
YC	Economy Class



2 OBJECTIVES

2.1 Category

Type/Scope

commercial aircraft
appr. 200 seats, medium range

2.2 Family

nominal range of all family members to be achieved
without extra (auxiliary) tanks

2.3 Fundamentals

Basis

1990 in service standard

Technology Level

2010 design standard

defined improvements vs 1990

aerodynamics	L/D	4%	better
weights	MWE	7.5%	better
engines	SFC	10%	better

2.4 Timing

Development/Service Period

beyond scope of study



3 ENGINEERING

3.1 Concept

as for conventional configurations

3.2 Payload and Crew

3.2.1 Crew

Flight Crew

Ergonomics

standardized for 90% US male 2010

Seating/Crew Rest

standard 2 crew cockpit, no rest facilities

Cabin Crew

Type / Position

special attendant seats only, location near doors

Attendants and Rest Facilities

(no extra rest facilities)

3.2.2 Passenger

Ergonomics

standardized for 95% US male 2010

Seating

accommodation	FC	YC	HD
seat Pitch	36"	32"	30"
seat Depth	27.5"	26"	25"
seat Recline	7"	5"	5"
leg Room	22"	20"	20"

3.2.3 Onboard Services

Passenger Service Infrastructure

Stowage

FC only 2" x 24" per pax

Attendant seats

wall mounted 18" x 18" (18" x 5" folded up)

Lavatories

36.6" x 45.7" (or equiv. floor area)

Catering

basic trolley 12.7" x 31.7" (28 meals)

std. galleys G1 15.4" x 34"

G2 28.1" x 34"

G3 40.8" x 34"

G4 53.5" x 34"

Lavatory Fluid and Waste Tanks

Water for Galleys and Toilets:

tanks equiv space for 1.2 kg/pax



3.2.4	Comfort Specifications		FC	YC/HD
	Head clearance		> 5"	> 1"
	Seats' Width	double	54"	41.5"
		single	27"	22"
		triple	-	62"
	Luggage (for Hatracks)	std roll-on baggage size		22 x 8.7"
3.2.5	Cargo			
	Volume/Capacity/Devices	containerized	85% volume at	160 kg/m ³
		bulk	50% volume at	160 kg/m ³
3.3	Fuel			
	Standard Properties	kerosene		hydrogen
	Density for performance	803 kg/m ³		71 kg/m ³
	Heating Value	18600 Btu/lb		52000 Btu/lb
3.4	Geometry			conventional configuration only
3.5	Flight Physics			see technology standard (2.3.2)
3.6	Structures			matching with technology standards
3.7	Systems			matching with technology standards
3.8	Propulsion			see technology standard (2.3.2)
3.9	Weights			
3.9.1	Design Weight Definitions			
	Manufacturers Weight Empty	MWE	sum of all aircraft components excluding operator items (with margins if applicable)	
	Maximum Zero Fuel Weight	MZFW	sum of OWE and max. payload (pass and volume limited cargo, 3.2.5)	
	Maximum Landing Weight	MLW	sum of MZFW and reserve fuel for design mission	
	Maximum Take-off Weight	MTOW	take-off weight with fuel for the design range mission at nominal OWE with SPP	
	Maximum Ramp Weight	MRW	sum of MTOW and fuel required for engine start up and 7 minutes taxiing	
	Standard Passenger Weight		sum of passenger weight and luggage,	
	Standard Payload	SPP	sum of standard passenger weight (for standard cabin layout)	



3.9.2 Operational Weight Definitions

Operating Weight Empty	OWE	sum of manufacturers weight empty, customer allowance and operator items weight	
Allowance for Customer Changes		1.0 % of MWE	
Operator items weight	OPIs		
Fluids			
Oil for Engines		nb. engines - thrust/ 1000	
Unusable Fuel	kerosene	0.3% of max. fuel capacity	
	hydrogene	10% of max. fuel capacity	
Water for Galleys & Lavatories		1.2 kg/pax	
Galley			
Structure		20	kg/half size trolley
		30	kg/full size trolley
Fixed Equipment		FC	YC/HD
		1.5	0.4 (kg/pax)
Catering		15	6 (kg/pax)
Pass. Seats			
incl. Life Vests		32	14 (kg/seat)
Loading Devices			
Container	LD3 - 46W	65	kg/unit
Standard Equipment			
A/C Documents		19	kg
Emergency Equipment			
		a/c dependent + pass dependent + slide(raft)	
Aircraft dependent		15	kg/aircraft
Passenger dependent		0.3	kg/passenger
Slide Rafts			
	Door	Type A	18 kg/(m door sill height)
		Type B	15 kg/(m door sill height)
		Type C/I	12 kg/(m door sill height)
		Type III	9 kg/(m door sill height)
Crew			
including Baggage		90.7	kg/member



3.9.3 Weight Break Down	
Components	according to DA std weight breakdown (Structure, Powerplants, Systems, Furnishing with main subchapters)
3.9.4 Centre of Gravity	
Operational CG-Range	
(Conditions for Derivation)	
Critical/Extreme Loading Cases	tbd

4 INDUSTRIAL ASPECTS

4.1 Commonality	family concept based on identical major components
4.2 Assembly	appropriate build up for family concept
4.3 Transportation	n.a.
4.4 Manufacturing	n.a.
4.5 Planning	n.a.



5 OPERATION

5.1 Speed Definitions

Speed for Performance	design cruise speed
Speeds for Weight Derivation	max. operating speed (MMO, VMO)

5.2 Flight Performance

5.2.1 Payload Range

Mission Profile	from engine start to engine shut down
Engine start up	fixed fuel value (typically equivalent of 2 min taxi)
Taxi-out	7 min
Take off & initial climb	from SL to 1500 ft altitude, acceleration to 250 kt CAS
Climb	250 kt CAS below 10 000 ft 300 kt CAS up to cruise mach above 10 000ft
Cruise	cruise mach, optimum step cruise (2000 ft steps)
Descent	cruise mach up to 300 kt CAS 250 kt CAS below 10 000 ft
Approach & landing	5 min
Taxi in	5 min
En Route Conditions	ISA, no wind
Definition of block distance	sum of take-off, climb-out, climb, cruise, descent approach and landing distances
Restrictions/Limitations	
Speed	250 kts CAS below 10 000 ft,
Min climb rate at cruise	300 ft/min
Max. cabin rate of descent	300 ft/min
Reserves	FAR domestic
En route allowance	45 min (end of cruise altitude)
Overshoot	80 % take off fuel
Diversion	200 nm
Climb	minimum fuel
Cruise	at 25 000 ft, M 0.65
Descent	minimum fuel
Second Approach & Landing	5 min
5.2.2 Profile (Climb and Descent)	see mission profile



5.2.3 Altitude

Initial Cruise Altitude defined by
min climb capability 300 ft/min

5.2.4 Failure Cases

One Engine Out Ceiling defined by
Percentage of Take off weight 97 % of MTOW
Engine thrust rating max. continuous
Ambient temperature ISA
min climb capability 300 ft/min

5.3 Field Performance

Field Length Definition FAR balanced field length

5.4 Ground Operations

5.4.1 Emergency Cases

Standard Failure Cases engine burst (fan blade or turbine disk)
Standard Procedures emergency evacuation (ground/water)

5.4.2 Servicing

Procedures Standard dis-/embarkment conditions
for turn-round time calculations
Vehicles standard airport vehicles
Clearances min. 0.5 m between vehicles,
min. 1.0 m between vehicles and aircraft components

5.4.3 Manoeuvring

standard procedures
(see airport planning characteristics)

5.4.4 Community Noise

beyond scope of study

5.4.5 Pavement Strength

Calculation Method current ACN standard
MWE, most adverse CG position

6 MAINTAINABILITY ASPECTS

6.1 Assumptions

beyond scope of study

6.2 Constraints

beyond scope of study

6.3 Reliability

beyond scope of study



7 BUSINESS ASPECTS

7.1 Cost

Economic conditions reference 2010

7.2 Economics

7.2.1 Prices (Study Prices)

Fuel sensitivity analysis
 Aircraft parametric, on basis of weight (OWE) or passengers and range (tbd)
 Engine parametric based on thrust and sfc

7.2.2 Direct Operating Cost

Economic conditions according to reference year
 Rules for Evaluation AEA method
 Typical block distance 2000 nm
 Utilization
 trips/year 850
 Maintenance cost included in DOC method

7.2.3 Customer Value

Methods to qualify Attractivity DA added value method
 Operator Viability Derivation DA-method for Customer Cash flow
 Total operating costs DA-TOC-method

8 REGULATIONS

8.1 Certification

Extras to Regulations to be specified as a result from current/parallel studies

8.2 Operation

Exeptions from given rules to be specified as a result from current/parallel studies

* * *

Anhang B Design Requirements for Medium
Range Commercial Transports



DESIGN REQUIREMENTS

FOR

**MEDIUM RANGE
COMMERCIAL TRANSPORTS**

This document is a **reference document** specifying general **requirements** for a family of aircraft. In early design phases not all of the items have to be defined in detail, but they all have to be kept in mind. Numbering and document structure is accordance with AI (ACE) index system for Conceptual Design.



1 INTRODUCTION

1.1 Purpose of the Document

The purpose of these Requirements is to establish a common basis for the definition of a new Medium Range aircraft family. The document lists the essential requirements for the conceptual design phase.

1.2 Conventions

"Medium Range" as a general term refers to

- Passenger numbers for Two Class Layouts and
- ranges from 3000 nm to 5500 nm

All rules are based on DA's best knowledge of requirements for the near future

1.3 Glossary tbd

1.4 Acronyms

ACN	Aircraft Classification Number
CAS	Calibrated Air Speed
DOC	Direct Operating Cost
FAR	Federal Aviation Regulations
FC	First Class
ISA	International Standard Atmosphere
JAR	Joint Aviation Requirements
LD	load device
MTOW	Maximum Take-off Weight
MWE	Manufacturer's Weight Empty
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight
nb	Number
n.a.	not applicable
OASPL	Overall Sound Pressure Level
PASS	Passenger
PCN	Pavement Classification Number
SIL	Sound Interference Level
SPP	Standard Passenger Payload
STD	Standard
tbd	to be determined
VMO	Maximum Operating Speed
YC	Economy Class



2 OBJECTIVES

2.1 Category

Type/Scope commercial aircraft
appr. 200 seats, medium range

2.2 Family

Envelope/Derivatives passenger transport only

Basic Aircraft ⇒ min 180 seats/min 4000 nm
defining basic engine size and thrust

Stretched Version ⇒ + 20 % seats/min 3300 nm
thrust increment by throttle-push

Stretched Version Developed ⇒ + 20 % seats/min 4000 nm
defining basic wing size
growth version, developed MTOW
required thrust by throttle-push

(Short-Range Variant ⇒ basic version, range reduced to 3300 nm
same structure, reduced MTOW
Engine throttle-back thrust)

Tank capacity of all variants should permit
110% of design range at reduced payload

Development Potential not beyond given envelope

2.3 Fundamentals

standards (see document) must be met

2.4 Timing

Sequence

first step
basis (appr. 180 pass/4000nm)

second step
stretched version (+ 20 % pass/resulting range)

third step
stretched version developed (range recovery, 4000nm)

optional (whenever needed)
basic version for reduced range



3 ENGINEERING

3.1 Concept

conventional configurations only

3.2 Payload and Crew

3.2.1 Crew

Flight Crew

Seats

flight crew	2
observer	1

Rest Area

none

Cabin Crew

Seats

	FC	YC	HD
pass/attendant	10	50	50

Rest area

nb. of bunks	none	none	50
--------------	------	------	----

3.2.2 Passenger

Capacity

total 185 seats

Class Distribution

class	FC	YC
split	7-9 %	Remainder

3.2.3 Onboard Services

Passenger Service Infrastructure

Lavatories

	FC	YC	HD
pass/lavatory	10	50	70

Catering

meals/pass	7	1.7	1.4
------------	---	-----	-----

3.2.4 Comfort Specifications

Hatracks

Volume

size sufficient for std roll on baggage

Interior Noise

OASPL	< 80 dB(A)
SIL	< 70 dB

Pressurization

press. diff. 8.13 lb/in² (560 hPa)

3.2.5 Cargo

Load Devices

nb. LD3-46W > 10 (space provision only)

3.3 Fuel

Versatility/Type

reference	Kerosene only
alternatives	Hydrogen only



3.4	Geometry	
3.4.1	Arrangement	
	General Arrangement	54m x 54m airport box to be observed
3.4.2	Components	
	Fuselage (doors)	to be determined by HD Layout and accessibility
3.5	Flight Physics	
	Handling Qualities	equal or better than existing aircraft (e.g. A320)
3.6	Structures	according to regulations
3.7	Systems	according to regulations
3.8	Propulsion	
	Minimum Nb	2 engines
3.9	Weights	
3.9.1	Design Weight	
	Design Payload (SPP)	passengers and luggage only (without cargo)
3.9.2	Operational	
	Standard Passenger (for SPP)	90.7 kg (passenger 75.0 kg luggage 15.7 kg)
4	INDUSTRIAL ASPECTS	
4.1	Commonality	family concept to be carried out by barrel lengthening and reinforcements only
4.2	Assembly	family concept to be considered
4.3	Transportation	n.a.
4.4	Manufacturing	n.a.
4.5	Planning	n.a.



5 OPERATION

5.1 Speed Definitions

5.1.1 Speeds for Performance

Cruise Speed 0.80 mach

Approach Speed < 135 kts

5.1.2 Speeds for Weight Derivation

Max operating 0.84 mach

350 kts (CAS)

5.2 Flight Performance

5.2.1 Design Payload/Range

Basic A/C

185 pass / 4000 nm

Tank capacity should permit

110% of design range at reduced payload

5.2.2 Profile

n.a.

5.2.3 Altitude

Max Operating

41000 ft

5.2.4 Failure Cases

One Engine Out Ceiling (97 % MTOW, ISA)

16 000 ft

5.2.5 Emissions

Community Noise

- 30 EPN dB (cumulative)

relative to ICAO annex 16 chapter 3

5.3 Field Performance

Field Lengths

Take Off/Landing

< 7 000 ft

5.4 Ground Operations

Emergency

to be specified as a result from studies

Servicing Procedures

parallel servicing (pass, catering and cargo)

Pavement Strength

Aircraft Classification Nb. ACN

< 45, Flex, Cat B



6 MAINTAINABILITY ASPECTS

6.1	Assumptions	beyond scope of study	Kerosin
6.2	Constraints	beyond scope of study	
6.3	Reliability	beyond scope of study	

7 BUSINESS ASPECTS

7.1	Cost	no target defined	
7.2	Economics	no target defined	

8 REGULATIONS

8.1	Certification		FAR/JAR 25 incl. Exceptions/amendments
8.2	Operation	Exeptions from given rules	FAR incl. Exceptions/amendments

* * *

Anhang C Missionsdatensatz des POP- Programms

POP

Performance Calculation

TE 322-200

1000nm

DATA USED IN THE MISSION CALCULATION

STEERING WORD XMODE=	1. SPECIFIES CALCULATION OF		
AMMOUNT OF FUEL FOR A	GIVEN RANGE AND A GIVEN GROSS WEIGHT		
INPUTS SPECIFIC TO	RAMP WEIGHT	-KG-	73749.7
MODE OF CALCULATION	TAKEOFF-GROSS-WEIGHT	-KG-	73599.4
	STAGE DISTANCE	-NM-	1000.0
AIRPLANE PARAMETERS	WING REF. AREA OF THE DATUM A/C	-M ² M-	190.0
	WING REF. AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M ² M-	170.0
	WETTED AREA OF THE DATUM A/C	-M ² M-	992.0
	WETTED AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M ² M-	861.4
	DELTA-CD (WETTED AREA & REF. AREA ADJUSTM.)		0.000000
	NUMBER OF ENGINES		2.0
PARAMETERS PERTAINING	THRUST SCALING FACTOR		1.0650
TO ENGINE PERFORMANCE	FACTOR TO ADJUST IDLE THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX. CRUISE THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX. CLIMB THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX.CR.THR. AT HOLD COND.		1.0000
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT IDLE THRUST		0.8910
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CRUISE THRUST		0.8910
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CLIMB THRUST		0.8910
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT HOLDING		0.8910
	FACTOR TO CORRECT ADJUSTMENT OF FUEL CONS.		1.0000
ASSUMPT. FOR TAKEOFF,	FUEL WEIGHT FOR WARM-UP	-KG-	39.6
LANDING AND APPROACH.	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF TAXI	-KG-	110.8
SOME VALUES MAY BE	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF	-KG-	220.1
RECALCULATED	FUEL WEIGHT FOR LANDING TAXI	-KG-	82.6
(S. INPUT LIST)	TIME FOR TAKEOFF TAXI	-MIN-	9.0
	APPROACH TIME (2000FT TO TOUCHDOWN)	-MIN-	5.000
	PERCENT OF MAX. CRUISE THRUST IN APPR.	-%-	-100.0
	TIME FOR LANDING TAXI	-MIN-	5.000
ALL SPEEDS IN KCAS	SPEED AFTER TAKEOFF	-KTS-	250.0
	APPROACH SPEED	-KTS-	152.2
PARAMETERS FOR MISSION	CRUISE ALTITUDE INITIALLY SPECIFIED	-FT-	31000.0
CALCULATION	CRUISE MACH NUMBER INITIALLY SPECIFIED		0.800
	ALTITUDE BEGIN CLIMB	-FT-	1500.0
	ALTITUDE END DESCENT	-FT-	1500.0
ALL SPEEDS IN KCAS	CLIMB SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.0
	DESCENT SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.0
	CLIMB SPEED (IF SMALLER M-CRUISE)	-KTS-	250.0
	DEVIATION FROM ISA-TEMPERATURE COND.	-DEG-	0.000
ADDITIONAL PARAMETERS	MAX. NUMBER OF STEPS		5.0
STEP CRUISE CALCULAT.	INCREMENT OF ALTITUDE FOR ONE STEP	-FT-	2000.0
PARAMETERS FOR	CONTINUED CRUISE (XKVMDH .LE. -2.)		
RESERVES	ALTITUDE = ALTITUDE AT END OF CRUISE		
	TIME	-MIN-	45.0
	SPEED = SPEED AT END OF CRUISE		
	DIVERSION		
	ALTITUDE FOR DIVERSION FLIGHT	-FT-	25000.0
	STAGE DISTANCE FOR DIVERSION FLIGHT	-NM-	200.0
	DIVERSION CRUISE MACH NUMBER		0.650
	OVERSHOOT		
	PERCENT OF INITIAL DIVERSION WEIGHT		
	(HOLDING WEIGHT, IF NO DIVERSION)	-%-	0.3
ADDITIONAL RESERVES	PERCENT OF FUEL REQUIRED FOR MISSION		
	BETWEEN TAKEOFF AND LANDING (INCLUSIVE)	-%-	0.0
MISCELLANEOUS	ALLOWANCE ON BLOCKTIME FOR DOC-CALC.	-MIN-	0.0

POP

Performance Calculation

TE 322-200

1000nm

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	40.	0.	0.	0.000	-
B TAXI	0.	0.0	9.0	111.	0.	0.	0.000	-
C T-OFF 1500	457.	0.0	10.3	220.	473.	463.	0.388	T.O
D ACCEL.	457.	0.0	10.3	0.	473.	463.	0.388	CL
E CL10000	3048.	19.2	12.6	253.	535.	463.	0.452	CL
F ACCEL.	3048.	19.2	12.6	0.	535.	463.	0.452	CL
G CLCRUIS-A	9449.	119.2	21.9	701.	741.	463.	0.675	CL
H1ACCEL.	9449.	141.9	23.6	104.	869.	551.	0.800	CL
H2CRUISE	12497.	1557.1	123.5	3651.	850.	438.	0.800	0.95CR
H3DECEL.	12497.	1557.1	123.5	0.	850.	438.	0.800	1.00ID
I DESC10000	3048.	1777.4	143.1	184.	535.	266.	0.452	1.00ID
J DECEL	3048.	1777.4	143.1	0.	535.	463.	0.452	1.00ID
K DESC 1500	457.	1837.3	150.3	84.	473.	463.	0.388	1.00ID
L DECEL	457.	1852.0	152.6	33.	288.	282.	0.236	1.00ID
M APPROACH	457.	1852.0	157.6	106.	288.	282.	0.236	0.12CR
N TAXI	0.	1852.0	162.6	83.	0.	0.	0.000	-

CRUISE DISTANCE (H1-H3)		1437.9 KM	=	776.4 NM				
CRUISE FUEL (H1-H3)		3754.5 KG	=	8277.1 LB				
STAGE DISTANCE (D-L)		1852.0 KM	=	1000.0 NM				
BLOCK FUEL (A-N)		5568.7 KG	=	12276.8 LB				
BLOCKTIME (B-N)		162.63 MIN	=	2.710 H (0.0MIN ATA-ALLOW.INCL)				

RESERVE FUEL (INCL. 186. KG FOR OVERSHOOT)				2915. KG	=	6426. LB		
FUEL FOR CONTINUED CRUISE (COND. SEE INPUT-DATA)				1523. KG	=	3357. LB		
SPEED FOR CONTIN. CRUISE (= V AT END OF CRUISE)				850. KM/H	=	459. KTS		
FUEL FOR DIVERSION (S.INPUT DATA FOR PARAMETERS)				1206. KG	=	2658. LB		
				V DIV 725. KM/H	=	391. KTS		

SPEC.FRACTION (0.0 %) OF MISS.FUEL (C-M, INCL)				0. KG	=	0. LB		

TOTAL FUEL (TAXI-IN FUEL TAKEN FROM RESERVES)				8401. KG	=	18521. LB		

CLIMB SPEED (KCAS) = 250.00 | MACH CLIMB = 0.8000
DESC. SPEED (KCAS) = 250.00 | MACH DESC. = 0.8000
MMO/VMO(KCAS) = 0.8400 / 350.00 | MACH CRUISE = 0.8000

POP

Performance Calculation

TE 322-200

4000nm

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-	89556.3
	TAKEOFF-GROSS-WEIGHT	-KG-	89406.0
	FUEL WEIGHT	-KG-	30855.0
AIRPLANE PARAMETERS	WING REF. AREA OF THE DATUM A/C	-M*M-	190.0
	WING REF. AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M*M-	170.0
	WETTED AREA OF THE DATUM A/C	-M*M-	992.0
	WETTED AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M*M-	861.4
	DELTA-CD (WETTED AREA & REF. AREA ADJUSTM.)	0.000000	
	NUMBER OF ENGINES		2.0
PARAMETERS PERTAINING TO ENGINE PERFORMANCE	THRUST SCALING FACTOR		1.0650
	FACTOR TO ADJUST IDLE THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX. CRUISE THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX. CLIMB THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX.CR.THR. AT HOLD COND.		1.0000
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT IDLE THRUST		0.8910
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CRUISE THRUST		0.8910
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CLIMB THRUST		0.8910
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT HOLDING		0.8910
	FACTOR TO CORRECT ADJUSTMENT OF FUEL CONS.		1.0000
ASSUMPT. FOR TAKEOFF, LANDING AND APPROACH. SOME VALUES MAY BE RECALCULATED (S. INPUT LIST)	FUEL WEIGHT FOR WARM-UP	-KG-	39.6
	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF TAXI	-KG-	110.8
	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF	-KG-	267.3
	FUEL WEIGHT FOR LANDING TAXI	-KG-	82.6
	TIME FOR TAKEOFF TAXI	-MIN-	9.0
	APPROACH TIME (2000FT TO TOUCHDOWN)	-MIN-	5.000
	PERCENT OF MAX. CRUISE THRUST IN APPR.	-%-	-100.0
	TIME FOR LANDING TAXI	-MIN-	5.000
ALL SPEEDS IN KCAS	SPEED AFTER TAKEOFF	-KTS-	250.0
	APPROACH SPEED	-KTS-	152.2
PARAMETERS FOR MISSION CALCULATION	CRUISE ALTITUDE INITIALLY SPECIFIED	-FT-	31000.0
	CRUISE MACH NUMBER INITIALLY SPECIFIED		0.800
	ALTITUDE BEGIN CLIMB	-FT-	1500.0
	ALTITUDE END DESCENT	-FT-	1500.0
ALL SPEEDS IN KCAS	CLIMB SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.0
	DESCENT SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.0
	CLIMB SPEED (IF SMALLER M-CRUISE)	-KTS-	250.0
	DEVIATION FROM ISA-TEMPERATURE COND.	-DEG-	0.000
ADDITIONAL PARAMETERS STEP CRUISE CALCULAT.	MAX. NUMBER OF STEPS		5.0
	INCREMENT OF ALTITUDE FOR ONE STEP	-FT-	2000.0
PARAMETERS FOR RESERVES	CONTINUED CRUISE (XKVM DH .LE. -2.) ALTITUDE = ALTITUDE AT END OF CRUISE TIME	-MIN-	45.0
	SPEED = SPEED AT END OF CRUISE		
	DIVERSION		
	ALTITUDE FOR DIVERSION FLIGHT	-FT-	25000.0
	STAGE DISTANCE FOR DIVERSION FLIGHT	-NM-	200.0
	DIVERSION CRUISE MACH NUMBER		0.650
	OVERSHOOT		
	PERCENT OF INITIAL DIVERSION WEIGHT (HOLDING WEIGHT, IF NO DIVERSION)	-%-	0.3
ADDITIONAL RESERVES	PERCENT OF FUEL REQUIRED FOR MISSION BETWEEN TAKEOFF AND LANDING (INCLUSIVE)	-%-	0.0
MISCELLANEOUS	ALLOWANCE ON BLOCKTIME FOR DOC-CALC.	-MIN-	0.0

POP

Performance Calculation

TE 322-200

4000nm

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	40.	0.	0.	0.000	-
B TAXI	0.	0.0	9.0	111.	0.	0.	0.000	-
C T-OFF 1500	457.	0.0	10.6	267.	473.	463.	0.388	T.O
D ACCEL.	457.	0.0	10.6	0.	473.	463.	0.388	CL
E CL10000	3048.	24.3	13.5	319.	535.	463.	0.452	CL
F ACCEL.	3048.	24.3	13.5	0.	535.	463.	0.452	CL
G CLCRUIS-A	9449.	160.5	26.1	943.	741.	463.	0.675	CL
H1ACCEL.	9449.	193.2	28.6	149.	869.	551.	0.800	CL
H2CRUISE	12497.	7135.7	518.7	18899.	850.	438.	0.800	0.93CR
H3DECEL.	12497.	7135.7	518.7	0.	850.	438.	0.800	1.00ID
I DESC10000	3048.	7356.3	538.3	184.	535.	266.	0.452	1.00ID
J DECEL	3048.	7356.3	538.3	0.	535.	463.	0.452	1.00ID
K DESC 1500	457.	7416.3	545.5	84.	473.	463.	0.388	1.00ID
L DECEL	457.	7431.0	547.8	33.	288.	282.	0.236	1.00ID
M APPROACH	457.	7431.0	552.8	106.	288.	282.	0.236	0.12CR
N TAXI	0.	7431.0	557.8	83.	0.	0.	0.000	-

CRUISE DISTANCE (H1-H3)		6975.2 KM	=	3766.3 NM				
CRUISE FUEL (H1-H3)		19047.7 KG	=	41992.4 LB				
STAGE DISTANCE (D-L)		7431.0 KM	=	4012.4 NM				
BLOCK FUEL (A-N)		21217.6 KG	=	46776.1 LB				
BLOCKTIME (B-N)		557.83 MIN	=	9.297 H (0.0MIN ATA-ALLOW.INCL)				

RESERVE FUEL (INCL. 187. KG FOR OVERSHOOT)				2919. KG	=	6434. LB		

FUEL FOR CONTINUED CRUISE (COND. SEE INPUT-DATA)				1525. KG	=	3363. LB		
SPEED FOR CONTIN. CRUISE (= V AT END OF CRUISE)				850. KM/H	=	459. KTS		

FUEL FOR DIVERSION (S.INPUT DATA FOR PARAMETERS)				1207. KG	=	2660. LB		
VDIV				725. KM/H	=	391. KTS		

SPEC.FRACTION (0.0 %) OF MISS.FUEL (C-M, INCL)				0. KG	=	0. LB		

TOTAL FUEL (TAXI-IN FUEL TAKEN FROM RESERVES)				24054. KG	=	53028. LB		

CLIMB SPEED (KCAS) = 250.00 | MACH CLIMB = 0.8000
DESC. SPEED (KCAS) = 250.00 | MACH DESC. = 0.8000
MMO/VMO (KCAS) = 0.8400 / 350.00 | MACH CRUISE = 0.8000

POP

Performance Calculation

LH2001

1000nm

DATA USED IN THE MISSION CALCULATION

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

INPUTS SPECIFIC TO MODE OF CALCULATION	RAMP WEIGHT	-KG-	78953.6
	TAKEOFF-GROSS-WEIGHT	-KG-	78889.6
	STAGE DISTANCE	-NM-	1000.0
AIRPLANE PARAMETERS	WING REF. AREA OF THE DATUM A/C	-M*M-	233.0
	WING REF. AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M*M-	233.0
	WETTED AREA OF THE DATUM A/C	-M*M-	1071.3
	WETTED AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M*M-	1054.2
	DELTA-CD (WETTED AREA & REF. AREA ADJUSTM.)		0.00000
	NUMBER OF ENGINES		2.0
PARAMETERS PERTAINING TO ENGINE PERFORMANCE	THRUST SCALING FACTOR		0.8000
	FACTOR TO ADJUST IDLE THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX. CRUISE THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX. CLIMB THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX.CR.THR. AT HOLD COND.		1.0000
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT IDLE THRUST		0.3536
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CRUISE THRUST		0.3536
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CLIMB THRUST		0.3536
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT HOLDING		0.3536
	FACTOR TO CORRECT ADJUSTMENT OF FUEL CONS.		1.0000
ASSUMPT. FOR TAKEOFF, LANDING AND APPROACH. SOME VALUES MAY BE RECALCULATED (S. INPUT LIST)	FUEL WEIGHT FOR WARM-UP	-KG-	17.0
	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF TAXI	-KG-	47.0
	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF	-KG-	92.0
	FUEL WEIGHT FOR LANDING TAXI	-KG-	43.0
	TIME FOR TAKEOFF TAXI	-MIN-	9.0
	APPROACH TIME (2000FT TO TOUCHDOWN)	-MIN-	5.000
	PERCENT OF MAX. CRUISE THRUST IN APPR.	-%-	-100.0
	TIME FOR LANDING TAXI	-MIN-	5.000
ALL SPEEDS IN KCAS	SPEED AFTER TAKEOFF	-KTS-	250.0
	APPROACH SPEED	-KTS-	154.1
PARAMETERS FOR MISSION CALCULATION	CRUISE ALTITUDE INITIALLY SPECIFIED	-FT-	33000.0
	CRUISE MACH NUMBER INITIALLY SPECIFIED		0.800
	ALTITUDE BEGIN CLIMB	-FT-	1500.0
	ALTITUDE END DESCENT	-FT-	1500.0
ALL SPEEDS IN KCAS	CLIMB SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.0
	DESCENT SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.0
	CLIMB SPEED (IF SMALLER M-CRUISE)	-KTS-	250.0
	DEVIATION FROM ISA-TEMPERATURE COND.	-DEG-	0.000
ADDITIONAL PARAMETERS STEP CRUISE CALCULAT.	MAX. NUMBER OF STEPS		5.0
	INCREMENT OF ALTITUDE FOR ONE STEP	-FT-	2000.0
PARAMETERS FOR RESERVES	CONTINUED CRUISE (XKVM DH .LE. -2.) ALTITUDE = ALTITUDE AT END OF CRUISE		
	TIME	-MIN-	45.0
	SPEED = SPEED AT END OF CRUISE		
	DIVERSION		
	ALTITUDE FOR DIVERSION FLIGHT	-FT-	25000.0
	STAGE DISTANCE FOR DIVERSION FLIGHT	-NM-	200.0
	DIVERSION CRUISE MACH NUMBER		0.600
	OVERSHOOT		
	FUEL FOR OVERSHOOT	(KG)	75.0
ADDITIONAL RESERVES	PERCENT OF FUEL REQUIRED FOR MISSION BETWEEN TAKEOFF AND LANDING (INCLUSIVE)	-%-	0.0
MISCELLANEOUS	ALLOWANCE ON BLOCKTIME FOR DOC-CALC.	-MIN-	0.0

POP

Performance Calculation

LH2001

1000nm

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	17.	0.	0.	0.000	-
B TAXI	0.	0.0	9.0	47.	0.	0.	0.000	-
C T-OFF 1500	457.	0.0	8.5	92.	473.	463.	0.388	T.O
D ACCEL.	457.	0.0	8.5	0.	473.	463.	0.388	CL
E CL10000	3048.	15.8	10.4	91.	535.	463.	0.452	CL
F ACCEL.	3048.	15.8	10.4	0.	535.	463.	0.452	CL
G CLCRUIS-A	10058.	118.2	19.7	300.	766.	463.	0.703	CL
H1ACCEL.	10058.	136.0	21.0	34.	862.	527.	0.800	CL
H2CRUISE	12497.	1622.7	126.0	1699.	850.	438.	0.800	0.95CR
H3DECEL.	12497.	1622.7	126.0	0.	850.	438.	0.800	1.00ID
I DESC10000	3048.	1794.8	141.3	35.	535.	266.	0.452	1.00ID
J DECEL	3048.	1794.8	141.3	0.	535.	463.	0.452	1.00ID
K DESC 1500	457.	1840.9	146.8	18.	473.	463.	0.388	1.00ID
L DECEL	457.	1852.2	148.6	7.	292.	285.	0.239	1.00ID
M APPROACH	457.	1852.2	153.6	58.	292.	285.	0.239	0.17CR
N TAXI	0.	1852.2	158.6	43.	0.	0.	0.000	-
CRUISE DISTANCE (H1-H3)		1504.5 KM	=	812.4 NM				
CRUISE FUEL (H1-H3)		1732.9 KG	=	3820.3 LB				
STAGE DISTANCE (D-L)		1852.2 KM	=	1000.1 NM				
BLOCK FUEL (A-N)		2439.6 KG	=	5378.2 LB				
BLOCKTIME (B-N)		158.60 MIN	=	2.643 H (0.0MIN ATA-ALLOW.INCL)				
RESERVE FUEL (INCL. 75. KG FOR OVERSHOOT)					1278. KG	=	2816. LB	
FUEL FOR CONTINUED CRUISE (COND. SEE INPUT-DATA)					698. KG	=	1538. LB	
SPEED FOR CONTIN. CRUISE (= V AT END OF CRUISE)					850. KM/H	=	459. KTS	
FUEL FOR DIVERSION (S.INPUT DATA FOR PARAMETERS)					505. KG	=	1113. LB	
VDIV					669. KM/H	=	361. KTS	
SPEC.FRACTION (0.0 %) OF MISS.FUEL (C-M, INCL)					0. KG	=	0. LB	
TOTAL FUEL (TAXI-IN FUEL TAKEN FROM RESERVES)					3674. KG	=	8100. LB	

CLIMB SPEED (KCAS) = 250.00 | MACH CLIMB = 0.8000
DESC. SPEED (KCAS) = 250.00 | MACH DESC. = 0.8000
MMO/VMO(KCAS) = 0.8400 / 350.00 | MACH CRUISE = 0.8000

POP

Performance Calculation

LH2001

4000nm

DATA USED IN THE MISSION CALCULATION

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

INPUTS SPECIFIC TO MODE OF CALCULATION	RAMP WEIGHT	-KG-	85391.6
	TAKEOFF-GROSS-WEIGHT	-KG-	85327.6
	STAGE DISTANCE	-NM-	4000.0
AIRPLANE PARAMETERS	WING REF. AREA OF THE DATUM A/C	-M*M-	233.0
	WING REF. AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M*M-	233.0
	WETTED AREA OF THE DATUM A/C	-M*M-	1071.3
	WETTED AREA OF THE A/C CONSIDERED	-M*M-	1054.2
	DELTA-CD (WETTED AREA & REF. AREA ADJUSTM.)		0.000000
	NUMBER OF ENGINES		2.0
PARAMETERS PERTAINING TO ENGINE PERFORMANCE	THRUST SCALING FACTOR		0.8000
	FACTOR TO ADJUST IDLE THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX. CRUISE THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX. CLIMB THRUST		1.0000
	FACTOR TO ADJUST MAX.CR.THR. AT HOLD COND.		1.0000
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT IDLE THRUST		0.3536
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CRUISE THRUST		0.3536
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT CLIMB THRUST		0.3536
	FACTOR TO ADJUST FUEL CONS. AT HOLDING		0.3536
	FACTOR TO CORRECT ADJUSTMENT OF FUEL CONS.		1.0000
ASSUMPT. FOR TAKEOFF, LANDING AND APPROACH. SOME VALUES MAY BE RECALCULATED (S. INPUT LIST)	FUEL WEIGHT FOR WARM-UP	-KG-	17.0
	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF TAXI	-KG-	47.0
	FUEL WEIGHT FOR TAKEOFF	-KG-	92.0
	FUEL WEIGHT FOR LANDING TAXI	-KG-	43.0
	TIME FOR TAKEOFF TAXI	-MIN-	9.0
	APPROACH TIME (2000FT TO TOUCHDOWN)	-MIN-	5.000
	PERCENT OF MAX. CRUISE THRUST IN APPR.	-%-	-100.0
	TIME FOR LANDING TAXI	-MIN-	5.000
ALL SPEEDS IN KCAS	SPEED AFTER TAKEOFF	-KTS-	250.0
	APPROACH SPEED	-KTS-	154.1
PARAMETERS FOR MISSION CALCULATION	CRUISE ALTITUDE INITIALLY SPECIFIED	-FT-	33000.0
	CRUISE MACH NUMBER INITIALLY SPECIFIED		0.800
	ALTITUDE BEGIN CLIMB	-FT-	1500.0
	ALTITUDE END DESCENT	-FT-	1500.0
ALL SPEEDS IN KCAS	CLIMB SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.0
	DESCENT SPEED BELOW HSTEP	-KTS-	250.0
	CLIMB SPEED (IF SMALLER M-CRUISE)	-KTS-	250.0
	DEVIATION FROM ISA-TEMPERATURE COND.	-DEG-	0.000
ADDITIONAL PARAMETERS STEP CRUISE CALCULAT.	MAX. NUMBER OF STEPS		5.0
	INCREMENT OF ALTITUDE FOR ONE STEP	-FT-	2000.0
PARAMETERS FOR RESERVES	CONTINUED CRUISE (XKVMDH .LE. -2.) ALTITUDE = ALTITUDE AT END OF CRUISE TIME	-MIN-	45.0
	SPEED = SPEED AT END OF CRUISE		
	DIVERSION		
	ALTITUDE FOR DIVERSION FLIGHT	-FT-	25000.0
	STAGE DISTANCE FOR DIVERSION FLIGHT	-NM-	200.0
	DIVERSION CRUISE MACH NUMBER		0.600
	OVERSHOOT		
	FUEL FOR OVERSHOOT	(KG)	75.0
ADDITIONAL RESERVES	PERCENT OF FUEL REQUIRED FOR MISSION BETWEEN TAKEOFF AND LANDING (INCLUSIVE)	-%-	0.0
MISCELLANEOUS	ALLOWANCE ON BLOCKTIME FOR DOC-CALC.	-MIN-	0.0

POP

Performance Calculation

LH2001

4000nm

MISSION PERFORMANCE CALCULATION

```

=====
SEGMENT  ALTITUDE  DISTANCE  TIME  FUEL CONS.  VTAS  VCAS  MACH  PSETT
          (M)      (KM)      (MIN)   (KG)        (KM/H)(KM/H)
-----
A STARTUP      0.      0.0      0.0      17.         0.      0. 0.000  -
B TAXI         0.      0.0      9.0      47.         0.      0. 0.000  -
C T-OFF 1500  457.      0.0      8.5      92.        473.   463. 0.388  T.O
D ACCEL.       457.      0.0      8.5       0.        473.   463. 0.388  CL
E CL10000     3048.     17.2     10.6      99.        535.   463. 0.452  CL
F ACCEL.       3048.     17.2     10.6       0.        535.   463. 0.452  CL
G CLCRUIS-A  10058.    131.4    20.9     332.       766.   463. 0.703  CL
H1ACCEL.     10058.    151.6    22.4      39.        862.   527. 0.800  CL
H2CRUISE     12497.   7178.9   518.5   8091.       850.   438. 0.800  0.91CR
H3DECEL.     12497.   7178.9   518.5     0.        850.   438. 0.800  1.00ID
I DESC10000  3048.    7351.0   533.9     35.        535.   266. 0.452  1.00ID
J DECEL       3048.    7351.0   533.9     0.        535.   463. 0.452  1.00ID
K DESC 1500  457.    7397.1   539.4     18.        473.   463. 0.388  1.00ID
L DECEL       457.    7408.3   541.2     1.        292.   285. 0.239  1.00ID
M APPROACH    457.    7408.3   546.2     58.        292.   285. 0.239  0.17CR
N TAXI        0.    7408.3   551.2     43.         0.      0. 0.000  -
-----
CRUISE DISTANCE (H1-H3)  7047.5 KM = 3805.3 NM
CRUISE FUEL (H1-H3)    8129.7 KG = 17922.7 LB
STAGE DISTANCE (D-L)   7408.3 KM = 4000.2 NM
BLOCK FUEL (A-N)      8877.6 KG = 19571.3 LB
BLOCKTIME (B-N)       551.18 MIN = 9.186 H ( 0.0MIN ATA-ALLOW.INCL)
-----
RESERVE FUEL ( INCL. 75. KG FOR OVERSHOOT ) 1278. KG = 2816. LB
FUEL FOR CONTINUED CRUISE (COND. SEE INPUT-DATA) 698. KG = 1538. LB
SPEED FOR CONTIN. CRUISE (= V AT END OF CRUISE) 850. KM/H = 459. KTS
FUEL FOR DIVERSION (S.INPUT DATA FOR PARAMETERS) 505. KG = 1113. LB
VDIV 669. KM/H = 361. KTS
SPEC.FRACTION ( 0.0 %) OF MISS.FUEL (C-M, INCL) 0. KG = 0. LB
-----
TOTAL FUEL (TAXI-IN FUEL TAKEN FROM RESERVES) 10112. KG = 22293. LB

```

```

CLIMB SPEED (KCAS) = 250.00 | MACH CLIMB = 0.8000
DESC. SPEED (KCAS) = 250.00 | MACH DESC. = 0.8000
MMO/VMO(KCAS) = 0.8400/ 350.00 | MACH CRUISE = 0.8000

```

Anhang D Seitenleitwerksauslegung

Seitenleitwerksauslegung der TE 322 als Kreuz- und T-Leitwerk

Giermoment (Triebwerksausfall)				Momentenanteil	
Triebwerksschub (IAE V 2530 - A5)	TE	27194,70	lbf	814,72	KNm
Triebwerkshebelarm	YE	6,735	m	Momentenanteil	
Triebwerkswiderstand (stehendes Triebwerk)	CD	0,0022		3,59	KNm

Schiebegermoment Flügel, Rumpf				Momentenanteil	
Flügelfläche	S	170	m ²	0,00 KNm	
Spannweite Flügel	b	39,65	m		
Schiebeger-Gradient Flügel, Rumpf	dCn / dβ	0,084	1 / rad		

Schiebegermoment SLW				Momentenanteil	
		Low-Tail	High-Tail	Low-Tail	High-Tail
Hebelarm AMC bis AMC _{SLW}	r _S	19,511	19,511	KNm	
Aerodynamic Mean Chord (AMC) WING	l _Y	5,132	m	0,00	0,00
Schwerpunktlage	% AMC	40		0,00	0,00
Seitenwindfaktor	dβ _w / dβ	0,18			
Staudruckverhältnis	q _{SLW} / q	1	1		
Schiebegerbeiwert _{SLW}	(dC _y / dβ) _{SLW}	3,917	4,417		
Hebelarm % AMC bis AMC _{SLW}	r _S %AMC	18,74	18,74	m	

Seitenrudergiermoment				Momentenanteil	
		Low-Tail	High-Tail	Low-Tail	High-Tail
Seitenruderausschlag l(Ma)	zeta	30	30	°	
Ruderwirkungsgrad	tau	0,5	0,5		
Luftkraft-Angriffspunkt bei Ruderausschlag	% AMC _{SLW}	65	65		
Endscheibenfaktor	Low-Tail	1,5	2		
Schiebegerbeiwert _{SLW}	(dC _y / dβ) _{SLW}	3,917	4,417		
Aerodynamic Mean Chord _{SLW} (AMC)	l _Y Low-Tail	4,665	4,665	m	
Hebelarm % AMC bis 60% AMC _{SLW}	r _S RUDER	20,61	20,61	m	

Flugzeugspezifische Parameter		
errechnete Werte		
Flugzeuggewicht	TOW	52388 kg
Auftriebsbeiwert	C _A MAX	2,7
Flughöhe	H	0 ft
Luftdichte	rho	1,225 kg / m ³
Stalling Speed	V _S	40,2 m / s
Faktor X = V _{MC} / V _S	X	1,2
Minimum Control Speed	V _{MC}	48,3 m / s
Staudruck	q	1426 N / m ²

Seitenleitwerksdaten			
		Low-Tail	High-Tail
Höhe _{SLW} (Spannweite)	h _{SLW}	6,986	6,986
Flügelteflie (Spitze) _{SLW}	l _{Tip} SLW	2,247	2,247
Flügelteflie (Wurzel) _{SLW}	l _{Root} SLW	6,414	6,414
Zuspitzung _{SLW}	λ	0,350	0,350
Streckung _{SLW}	Λ	1,61	1,61

Dimensionierende Fälle		
Triebwerksausfall (J / N):	j	
Seitenböe	V _{BÖE}	0,0 m / s
Schiebewinkel	β	0,0 °

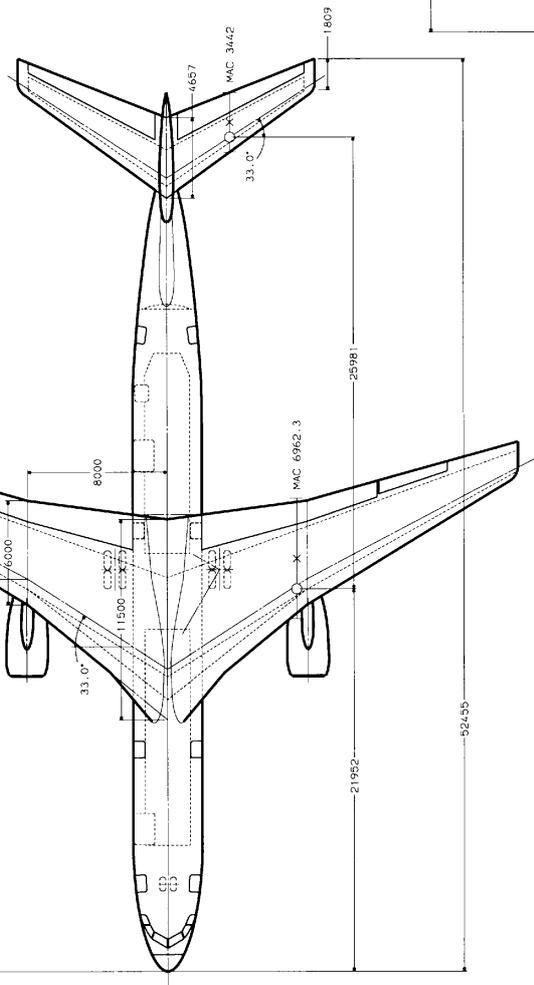
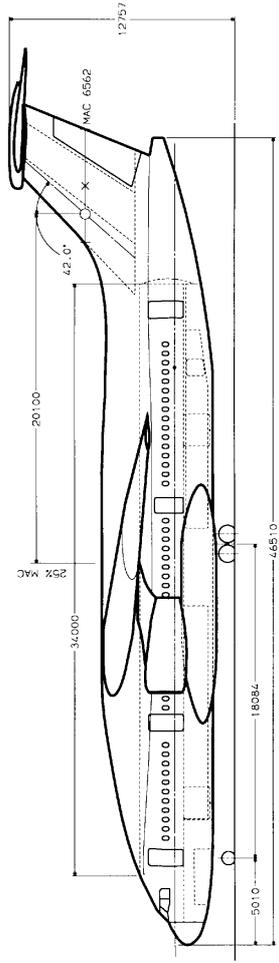
Erforderliche SLW-Fläche		
Low-Tail	30,3	m ²
T-Tail	26,9	m ²

Seitenleitwerksauslegung der LH2001 als T-Leitwerk

Giermoment (Triebwerksausfall)				Momentenanteil	
Triebwerksschub (IAE V 2530 - A5)	T _E	27194,70 lbf		814,72	KNm
Triebwerkshebelarm	y _E	6,735 m		Momentenanteil	
Triebwerkswiderstand (stehendes Triebwerk)	C _D	0,0022		4,09	KNm
Schiebegermoment Flügel, Rumpf					
				Momentenanteil	
Flügelfläche	S	233 m ²		0,00 KNm	
Spannweite Flügel	b	39,65 m			
Schiebegier-Gradient Flügel, Rumpf	dCn / dβ	0,084 1 / rad			
Schiebegermoment SLW					
		Low-Tail	High-Tail	Momentenanteil	
Hebelarm AMC bis AMC _{SLW}	r _S	19,511	20,811 m	Low-Tail	High-Tail
Aerodynamic Mean Chord (AMC) _{MING}	l _y	6,96	m	0,00	0,00 KNm
Schwerpunktlage	% AMC	40			
Seitenwindfaktor	dβ _w / dβ	0,18			
Staudruckverhältnis	q _{SLW} / q	1	1		
Schiebegierbeiwert _{SLW}	(dC _y / dβ) _{SLW}	3,917	3,578		
Hebelarm % AMC bis AMC _{SLW}	r _S %AMC	18,467	19,767 m		
Seitenrudergiermoment					
				Momentenanteil	
Seitenruderausschlag f(Ma)	zeta	30	30 °	Low-Tail	High-Tail
Rudernwirkungsgrad	tau	0,5	0,5	-913,86	-913,86 KNm
Luftkraft-Angriffspunkt bei Ruderausschlag	% AMC _{SLW}	65	65		
Endscheibenfaktor	Low-Tail	1,5	2		
Schiebegierbeiwert _{SLW}	(dC _y / dβ) _{SLW}	3,917	3,578		
Aerodynamic Mean Chord _{SLW} (AMC)	l _y Low-Tail	4,665	6,545 m		
Hebelarm % AMC bis 60% AMC _{SLW}	r _S RUDER	20,33	22,38 m		
Flugzeugspezifische Parameter					
errechnete Werte					
Flugzeuggewicht		TOW	53000	kg	
Auftriebsbeiwert		C _A MAX	2,4		
Flughöhe		H	0	ft	
Luftdichte		rho	1,225	kg / m ³	
Stalling Speed		V _S	36,6	m / s	
Faktor X = V_{MC} / V_S		X	1,20		
Minimum Control Speed		V _{MC}	44,0	m / s	
Staudruck		q	1184	N / m ²	
Seitenleitwerksdaten					
		Low-Tail	High-Tail		
Höhe _{SLW} (Spannweite)	h _{SLW}	6,986	6,324	m	
Flügeltiefe (Spitze) _{SLW}	l _{Tip SLW}	2,247	4,277	m	
Flügeltiefe (Wurzel) _{SLW}	l _{Root SLW}	6,414	8,371	m	
Zuspitzung _{SLW}	λ	0,350	0,511		
Streckung _{SLW}	Δ	1,61	1,00		
Dimensionierende Fälle					
Triebwerksausfall (J / N):		j			
Seitenböe		V _{BÖE}	0,0	m / s	
Schiebewinkel		β	0,0	°	
Erforderliche SLW-Fläche					
		T-Tail	36,8	m ²	

Anhang E **Drei-Seiten-Ansicht der LH2001**

LH2-200 Dreiseiten - Ansicht



AREA	WING	TAIL PL.	FIN RUDD
[m²]	233	55	40
ASPECT RATIO	6.9	5.3	1
1/4 CHORD SWP. [°]	33/28	33	42
Mean T/C RATIO	12.5	10.0	11.0
FUSELAGE LENGTH : A321			
ENGINE : 2008 TECHNOLOGY			
SEATING CAPACITY : 185 DUAL-CLASS			

