



Vorentwurf einer schweren, Propellerturbinen- getriebenen Verkehrsflugzeugkonfiguration für den Einsatz auf hochfrequentierten Kurz- und Mittelstrecken

Michael Iwanizki
LS-MA 13/02

LS-SA/DA lfd Nr. LS-MA 13/02	Vertraulichkeit Öffentlich				
Titel (und Untertitel) Vorentwurf einer schweren, Propellerturbinen- getriebenen Verkehrsflugzeugkonfiguration für den Einsatz auf hochfrequentierten Kurz- und Mittelstrecken	Autor Michael Iwanizki				
	Betreuer 1 Niclas Randt Technische Universität München				
	Betreuer 2 Sky Sartorius Technische Universität München				
Daten zur Abgabe und Korrektur der Studienarbeit: <table><tr><td><u>20.09.2013</u> Abgabe der Erstfassung (Datum)</td><td><u>14.10.2013</u> Rückgabe der korrigierten Erstfassung (Datum)</td><td><u>04.11.2013</u> Abgabe der Endversion (Datum)</td></tr></table>		<u>20.09.2013</u> Abgabe der Erstfassung (Datum)	<u>14.10.2013</u> Rückgabe der korrigierten Erstfassung (Datum)	<u>04.11.2013</u> Abgabe der Endversion (Datum)	
<u>20.09.2013</u> Abgabe der Erstfassung (Datum)	<u>14.10.2013</u> Rückgabe der korrigierten Erstfassung (Datum)	<u>04.11.2013</u> Abgabe der Endversion (Datum)			
Bestätigung der Einreichung der abgeschlossenen Studienarbeit durch den Betreuer: <table><tr><td>_____</td><td>_____</td></tr><tr><td>Ort, Datum</td><td>Unterschrift des Betreuers am LLS (Niclas Randt)</td></tr></table>		_____	_____	Ort, Datum	Unterschrift des Betreuers am LLS (Niclas Randt)
_____	_____				
Ort, Datum	Unterschrift des Betreuers am LLS (Niclas Randt)				
Anmerkungen:					

Kurzzusammenfassung

Im Rahmen dieser Arbeit wird der Entwurf eines Propellerturbinen-getriebenen Großraumflugzeugs für den Einsatz auf kurzen und mittleren Flugstrecken durchgeführt.

Die Arbeit wird mit einer Marktanalyse und eine Recherche zu existierenden Konfigurationen begonnen. Basierend auf den Ergebnissen werden Anforderungen an das Konzept definiert. Durch Machbarkeits- und Parameterstudien werden Konzepte erarbeitet, um die die Charakteristiken des Turboprops vorteilhaft zu nutzen. Während des Entwurfsvorgangs werden verschiedene Konfigurationen entwickelt und ihre Merkmale analysiert. Vielversprechende Eigenschaften werden für nachfolgende Entwürfe übernommen. Für Berechnungen werden Methoden verwendet, die in der Literatur zum Thema Flugzeugentwurf vorgestellt werden. Im Verlauf der Arbeit werden die komplexeren von diesen Methoden eingesetzt und modifiziert. Dadurch wird der Untersuchungsumfang erweitert und die Ergebnisqualität erhöht. Abschließend wird eine Konfiguration vorgestellt, welche den Anforderungen genügt und die vorteilhaften Merkmale der Zwischenversionen in sich vereint.

Abstract

In this thesis, a preliminary design of a turboprop-driven short- and medium-haul wide-body passenger aircraft is performed.

At the beginning a market analysis is executed and data about existing aircraft and engines is collected. Based on these results, requirements are defined. By performing feasibility studies and trade studies, different configurations are evaluated under consideration of turboprop's typical characteristics. Then a baseline-configuration for the conceptual design is chosen. During the design process a couple of models is created. Between these models different parameters are varied and their effects are analyzed. Promising features are used in later variants. During the work analysis methods are used, which are presented in the common literature about aircraft design. The method's complexity is increased during the work process. Due to more capable methods, trade studies are performed and the results' quality is increased toward the end. Finally a configuration is presented, which complies with the requirements and includes a number of favored design characteristics from previous variants.

Inhaltsverzeichnis

Kurzzusammenfassung	I
Abstract	I
Abbildungsverzeichnis.....	VII
Tabellenverzeichnis	XIII
Abkürzungsverzeichnis.....	XVI
1 Einleitung	1
1.1 Motivation.....	1
1.2 Übersicht des Arbeitsverlaufs	2
2 Vorstudie	4
2.1 Auswahl des grundlegenden Vorgehensmodells	4
2.2 Situationsanalyse	6
2.2.1 Betrachtung des Markts aus der Kundenperspektive	7
2.2.2 Analyse der repräsentativen Flugbewegungen von 2008.....	8
2.2.2.1 Anzahl der Flugbewegungen.....	9
2.2.2.2 Transportierte Fracht	12
2.2.2.3 Mittlere Flugzeit	13
2.2.2.4 Ergebnis der Umfeldanalyse	15
2.3 Analyse von Konfigurationen mit Turbopropantrieb	16
2.3.1 Auswahl von historischen Konfigurationen.....	16
2.3.1.1 Canadair CL-44	17
2.3.1.2 Tupolev Tu-114.....	18
2.3.1.3 Iljuschin Il-18	19
2.3.1.4 Lockheed L-188	20
2.3.1.5 Antonov An-10.....	21
2.3.1.6 Antonov An-70.....	22
2.3.1.7 Airbus A400M.....	23

2.3.1.8	Andere Varianten mit besonderen Konfigurationsmerkmalen.....	24
2.3.2	Übersicht der leistungsstarken Propellerturbinen	25
2.3.3	Analyse der Merkmale von ausgewählten Konfigurationen.....	26
2.4	Anforderungsdefinition.....	26
3	Theorie und Methoden.....	28
3.1	Vorgangsfolge für den Entwurf einer zivilen Konfiguration.....	28
3.2	Verwendete Vorentwurfsmethoden und ihre Modifikation.....	29
3.2.1	Massenabschätzung.....	29
3.2.1.1	Einfache statistische Massenabschätzung	29
3.2.1.2	Fortgeschrittene Abschätzung der Abflugmasse.....	32
3.2.1.3	Methode der Komponentenmassen	33
3.2.1.4	Kombination der Massenabschätzungsmethoden	34
3.2.2	Leistungsabschätzung	36
3.2.2.1	Ermittlung des optimalen Reiseflugzustands	36
3.2.2.2	Konfigurationsspezifischer Nullwiderstandsbeiwerts.....	37
3.2.2.3	Ermittlung des Auslegungspunkts für den Reiseflug.....	38
3.2.2.4	Klassisches Auslegungsdiagramm	39
3.2.3	Aerodynamik.....	40
3.2.3.1	Analyse der Tragfläche	41
3.2.3.2	Ermittlung des induzierten Widerstands	42
3.2.3.3	Analyse des Hochauftriebs.....	44
3.2.3.4	Interaktion zwischen Propellerstrom und Tragfläche	45
3.2.3.5	Aufbau des Nullwiderstands basierend auf Komponenten	46
3.2.4	Flugmechanik.....	48
3.2.4.1	Nickstabilität	48
3.2.4.2	Richtungsstabilität	49
3.2.5	Sonstige Analysen.....	50
3.3	Triebwerksmodellierung.....	51
3.3.1	Leistungs- und Schubmodellierung in Phasen 1 bis 4	51

3.3.2	Ermittlung des Propellerwirkungsgrades	52
3.3.3	Anpassung des realen Leistungsverlaufs an die Machzahl	54
4	Konzeptstudien	57
4.1	Vergleich der Parameter unterschiedlicher Muster	57
4.2	Machbarkeitsstudie	57
4.3	Erstellung und Bewertung potentieller Konfigurationen	61
4.3.1	Analyse des Antriebssystems	62
4.3.1	Betrachtung von ausgewählten Konfigurationen	64
4.3.2	Evaluierung der ausgewählten Konfigurationen	68
5	Entwurfsvorgang	71
5.1	Konfigurationsbenennung	72
5.2	Entwurf: Phase 1	73
5.3	Entwurf: Phase 2	76
5.3.1	Profilauswahl	76
5.3.2	Rekonstruktion des Treibstoffverbrauchs	77
5.3.3	Auslegung V-400-5t-3k-CLs	77
5.3.4	Konfigurationsvergleich zwischen Tief- und Hochdecker	81
5.4	Entwurf: Phase 3	84
5.4.1	Rumpfquerschnittsanalyse und Aufbau	84
5.4.2	Auslegung: V-400-5t-3k-CLs-V2	85
5.4.2.1	Konfigurationsaufbau	89
5.4.2.2	Massenabschätzung der Komponenten	89
5.4.2.3	Stabilität	90
5.4.3	Analyse: V-400-5t-3k-FB	91
5.4.4	Ergebnisse: Phase 3	92
5.5	Entwurf: Phase 4	93
5.5.1	Modifikation der Auslegungsmethode	93
5.5.2	Studie: Einfluss der Streckung und Triebwerksanordnung auf die Aerodynamik und Masse	93

5.5.3	Variation der Gondelanordnung an einer Beispielkonfiguration.....	95
5.5.4	Entwicklung der Rumpfkfigurationen in Phase 4.....	97
5.5.4.1	Rumpfaufbau: V-400-5t-3k-CLs-V3.....	97
5.5.4.2	Rumpfaufbau: V-400-5t-3k-Z.....	98
5.5.4.3	Rumpfaufbau: V-400-5t-3k-DCC.....	100
5.5.5	Vergleich der Rumpfkfigurationen.....	101
5.5.6	Einfluss der Flughöhe auf die Rumpfmasse.....	102
5.5.7	Konfigurationseigenschaften in Phase 4.....	104
5.5.8	Auslegung: V-400-5t-3k-CLs-V3.....	104
5.5.9	Auslegung: V-400-5t-3k-Z.....	106
5.5.10	Kompensation der Verringerung des L/D-Verhältnisses durch eine Massenreduktion.....	107
5.5.11	Auslegung: V-400-5t-3k-DCC.....	110
5.5.12	Auslegung: V-400-5t-3k-DCC-D-27.....	111
5.5.13	Vergleich zwischen den Konfigurationen in Phase 4.....	113
5.5.14	Auswirkungen des Triebwerksmodells auf den Entwurf.....	113
5.6	Entwurf: Phase 5.....	114
5.6.1	Rumpfaufbau: V-420-5t-3k-DCCZ.....	114
5.6.2	Vorauslegung: V-420-5t-3k-DCCZ.....	115
5.6.3	Analyse: V-420-5t-3k-DCCZ.....	118
5.6.4	Betrachtung der Wirtschaftlichkeit.....	120
6	Zusammenfassung.....	122
7	Ausblick.....	124
	Literaturverzeichnis.....	125
	Anhang A.....	129
A.1	Situationsanalyse.....	129
A.2	Theorie und Methoden.....	131
A.3	Vorstudie.....	132
A.4	Daten: V-400-5t-3k-CLs.....	133

A.5	Daten: V-400-5t-3k-CLs-V2.....	135
A.6	Phase 4	137
A.7	Rumpfdaten: V-400-5t-3k-CLs-V3	139
A.8	Rumpfdaten: V-400-5t-3k-Z.....	139
A.9	Rumpfdaten: V-400-5t-3k-Z.....	139
A.10	Rumpfkonfigurationen Vergleich	140
A.11	Auslegungsdaten: V-400-5t-3k-CLs-V3.....	141
A.12	Auslegungsdaten: V-400-5t-3k-Z.....	144
A.13	Auslegungsdaten: V-400-5t-3k-DCC	147
A.14	Phase 5: V-420-5t-3k-DCCZ.....	152

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 2-1: SE-Vorgehensmodell (Haberfellner et al. 2012, S.263).....	5
Abbildung 2-2: Spiralmodell Aufbau (Datenquelle: Haberfellner et al. 2012, S.104).....	6
Abbildung 2-3: Interaktion des Systems Flugzeug mit dem Umfeld	6
Abbildung 2-4: Übersichtskarte der Aufteilung von analysierten Gebieten (Datenquelle: OAG 2008)	9
Abbildung 2-5: Anzahl von Flügen: Langstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)	10
Abbildung 2-6: Anzahl von Flügen: Mittelstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)	10
Abbildung 2-7: Anzahl von Flügen: Kurzstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)	11
Abbildung 2-8: Durchschnittliche Fracht pro Flug und lineare Approximation der Frachtmassenentwicklung (betrachteter Zeitraum: 2008) (Datenquelle: OAG 2008)....	13
Abbildung 2-9: Blockzeit bezogen auf die Flugdistanz bei Langstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008) (Datenquelle: OAG 2008)	14
Abbildung 2-10: Mittlere Reisegeschwindigkeit: Langstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008) (Datenquelle: OAG 2008).....	14
Abbildung 2-11: Canadair CL-44 (Kreuzer 1999, S.170)	17
Abbildung 2-12: Tu-114 (Kreuzer 1999, S.163)	18
Abbildung 2-13.: Il-18 (Kreuzer 1999).....	19
Abbildung 2-14: Lockheed L-188 Electra (Kreuzer 1999, S.159)	20
Abbildung 2-15: An-10 (Kreuzer 1999, S.155).....	21
Abbildung 2-16: An-70 (antonov.com)	22
Abbildung 2-17: Airbus A400M (airbus.com)	23
Abbildung 2-18: Lockheed L-89 (Kreuzer 1999, S.276).....	24
Abbildung 2-19: XC-99 (http://www.nationalmuseum.af.mil)	24
Abbildung 2-20: Dash-7 (Kreuzer 1999).....	24
Abbildung 2-21: ATR-42 (www.atraircraft.com).....	25
Abbildung 3-1: Verlauf der statistischen Funktionen für das Leermassenverhältnis	31
Abbildung 3-2: Aufbau der fortgeschrittenen statistische Massenabschätzungsmethode (Raymer 2012 S.154).....	33

Abbildung 3-3: Übersicht: kombinierte Methoden für Massenabschätzung (Vorgang basierend auf Raymer 2012)	35
Abbildung 3-4: Minima der Master-Gleichung bei CD_0 Variation (V konstant)	37
Abbildung 3-5: Potentialfunktionen als Näherung für CD_0 in Abhängigkeit von S_{ref} ; C_{fe} -Variation für zivile und militärische Konfiguration (Datenquelle: Raymer 2012) mit gleichem $SwetS_{ref}$	38
Abbildung 3-6: Ermittlung des Auslegungspunkts für den Reiseflug bzw. Steigflug, V konstant; (Auslegungspunkt für eine Referenzflügelfläche entspricht dem Schnittpunkt zwischen gekrümmten und vertikalen Kurven derselben Farbe).....	39
Abbildung 3-7: Beispiel: Auslegungsdiagramm (Lösungsraum: grau)	40
Abbildung 3-8: Konfiguration für die Berechnung des Auftriebsanteils durch die Anströmung der Klappen.....	45
Abbildung 3-9: Zusammenhang zwischen Schub und Geschwindigkeit und Flughöhe; η_p konstant	51
Abbildung 3-10: Vergleich des Triebwerksmodell mit realen Triebwerksdaten des D-27 im Reiseflug; Höhe: 11 km; Machzahl:0,7	52
Abbildung 3-11: Exemplarischer Wirkungsgrad der freien Luftschraube in Abhängigkeit der Geschwindigkeit nach Howe und nach der inkompressiblen Impulstheorie	53
Abbildung 3-12: Anpassung der Funktion für die machzahlabhängige Triebwerksleistung (Wellenleistung; Originalkurven: schwarz; Modellkurven: rot) (Datenquelle: Nicolai, Carichner 2010, S.803).....	54
Abbildung 3-13: Verlauf der rekonstruierten Leistungskurven des D-27 Triebwerks in Höhen bis 11 km.	55
Abbildung 4-1: Zusammenhang: Passagierkapazität und Reichweite (Datenquellen in Tabelle A-3).....	57
Abbildung 4-2: Einfluss des L/D max. Verhältnisses auf die Startmasse (PAX 400; Fracht 5t $R=3.000$ km).....	60
Abbildung 4-3: Einfluss des spezifischen Treibstoffverbrauchs auf die Startmasse ($L/D=16$, $R=3.000$ km)	60
Abbildung 4-4: Treibstoffverbrauch pro 100PAXkm bei voller Auslastung in Abhängigkeit des spezifischen Treibstoffverbrauchs und der Frachtmasse	61
Abbildung 4-5: Einfluss des Propellernachlaufs (Xie 1998)	63
Abbildung 4-6: Basismodell	65

Abbildung 4-7: Modifikation für den Passagiertransport auf 2 Decks	65
Abbildung 4-8: Tiefdecker mit zwei Passagierdecks	66
Abbildung 4-9: Tiefdecker mit einem twin-aisle Passagierdeck	66
Abbildung 4-10: Druckpropelleranordnung über der Tragfläche	67
Abbildung 4-11: Heckseitige Triebwerksanordnung für eine schwere Konfiguration... 67	
Abbildung 4-12: Gemischte Triebwerksanordnung	68
Abbildung 5-1: Hauptprototypen im Entwurfsprozess	71
Abbildung 5-2: V-350-5t-3k	74
Abbildung 5-3: Auslegungsdiagramm V-350-5t-3k; Vergleich mit An-70 und A400M74	
Abbildung 5-4: Tragflächenprofil NASA SC(2)-0414	76
Abbildung 5-5: Tragflächenprofil NASA SC(2)-0714	76
Abbildung 5-6: Leitwerksprofi: NACA 0009	76
Abbildung 5-7: Nullwiderstand in Abhängigkeit der Referenzflügelfläche..... 78	
Abbildung 5-8: Ermittlung des Auslegungspunkts für die CLs-Version	79
Abbildung 5-9: Dreiseitenansicht : V-400-5t-3k-CLs	80
Abbildung 5-10: Modell für die Potentialanalyse eines Hochdeckers	82
Abbildung 5-11: Nullwiderstandsvergleich Hoch-Tiefdecker	82
Abbildung 5-12: Hauptfahrwerk: Masse in Abhängigkeit der Konfiguration..... 83	
Abbildung 5-13: Standardrumpf, Phase 3..... 84	
Abbildung 5-14: Abmessungen: V-400-5t-3k-CLs-V2	85
Abbildung 5-15 Auslegungsdiagramm Reiseflug für CLs-V2 Vc=190ms, m0=167.670 kg	86
Abbildung 5-16: Auslegungsdiagramm V-400-5t-3k-CLs-V2..... 86	
Abbildung 5-17: Verfügbare und erforderliche Leistung in einer Höhe von 7 km zu Beginn des Reiseflugs..... 87	
Abbildung 5-18: L/D-Verhältnis in 7 km Höhe..... 87	
Abbildung 5-19: SEP, Steigflugprofil, Auftriebsgrenze, Strukturgrenze	88
Abbildung 5-20: V-n Diagramm..... 88	
Abbildung 5-21: Nutzlast-Reichweiten-Diagramm..... 88	
Abbildung 5-22: CLs-Variante: Tank- und Fahrwerksintegration	89
Abbildung 5-23: V-400-5t-3k-FB..... 91	

Abbildungsverzeichnis	X
-----------------------	---

Abbildung 5-24: Oswaldfaktor: Einfluss der Streckung.....	94
Abbildung 5-25: Oswaldfaktor: Einfluss der Pfeilung	94
Abbildung 5-26: Oswaldfaktor: Einfluss der Machzahl	94
Abbildung 5-27: Oswaldfaktor: Einfluss der Zuspitzung.....	94
Abbildung 5-28: Einfluss der Triebwerksgondeln auf der Tragflächenoberseite nach Howe (M=0,7)	95
Abbildung 5-29: Entwurf mit vier Triebwerken auf der Tragflächenoberseite (Fahrwerkshöhe 3,1 m)	96
Abbildung 5-30: Einfluss der Triebwerksgondeln: Treibstoffbedarf zur Erfüllung der Standardmission (A=10, h=8km, V=190 m/s).....	96
Abbildung 5-31: Rumpffinnenaufbau: CLs-V3	97
Abbildung 5-32: Rumpfausschnitte: Steuerbord, CLs-V3	98
Abbildung 5-33: Rumpfquerschnitt CLs-V3	98
Abbildung 5-34: Rumpffinnenaufbau: Z-Variante	99
Abbildung 5-35: Rumpfausschnitte: Steuerbord, Z-Variante.....	99
Abbildung 5-36: Rumpfquerschnitt Z-Variante	99
Abbildung 5-37: Rumpfquerschnitt DCC-Variante.....	100
Abbildung 5-38: Rumpffinnenaufbau DCC-Variante.....	101
Abbildung 5-39: Rumpfausschnitte: Steuerbord, DCC-Variante	101
Abbildung 5-40: Rumpfmassen in Abhängigkeit der Flughöhe (konstante Geschwindigkeit).....	103
Abbildung 5-41: Verlauf der Masse der Rumpfbeplankung getrieben durch Druckdifferenz, Sturzfluggeschwindigkeit und Wandstärke; (V=180m/s)	103
Abbildung 5-42: Dreiseitenansicht: V-400-5t-3k-CLs-V3.....	105
Abbildung 5-43: Dreiseitenansicht: V-400-5t-3k-Z	106
Abbildung 5-44: Treibstoffbedarf bei Anpassung der Konfiguration (S=260m ² , CD0=0,01855) an eine niedrigere Flughöhe.....	108
Abbildung 5-45: Dreiseitenansicht: V-400-5t-3k-DCC	110
Abbildung 5-46: Rumpffinnenaufbau DCCZ	114
Abbildung 5-47: Rumpfausschnitte: Steuerbord, DCCZ-Variante.....	115
Abbildung 5-48: Rumpfquerschnitt DCCZ	115

Abbildung 5-49: Analytische Näherung der Nullwiderstandsfunktion: DCCZ-Rumpfform.....	116
Abbildung 5-50: Verlauf der Streckung und L/D über der Referenzflügelfläche bei konstanter Spannweite	116
Abbildung 5-51: Treibstoffbedarf in Abhängigkeit der Referenzflügelfläche (konstante Spannweite: 51,75 m)	117
Abbildung 5-52: V-420-5t-3k-DCCZ mit 250 m ² Referenzflügelfläche.....	118
Abbildung 5-53: Auftriebspolaren: V-420-5t-3k-DCCZ.....	119
Abbildung 5-54: Nutzlast-Reichweitendiagramm; DCCZ-Variante	120
Abbildung 5-55: V-420-5t-3k-DCCZ.....	121
Abbildung A-1: Blockzeit über dem Streckenintervall; Mittelstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)	130
Abbildung A-2: Mittlere Reisegeschwindigkeit; Mittelstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008).....	130
Abbildung A-3: Blockzeit über dem Streckenintervall; Kurzstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)	130
Abbildung A-4: Mittlere Reisegeschwindigkeit; Kurzstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008).....	131
Abbildung A-5: Anpassung der einfachen Leermassenfunktion an A400M-Leermassenanteil	132
Abbildung A-6: Anpassung der komplexen Leermassenfunktion an A400M-Leermassenanteil	132
Abbildung A-7: Profilauftriebsbeiwert NASA SC(2)-0714; Re: 22E6, M=0,176.....	133
Abbildung A-8: Profilauftriebsbeiwert NASA SC(2)-0714; Re: 33E6, M=0,65	133
Abbildung A-9: Profilauftriebsbeiwert NACA0009; Re=29,24, M=0,176.....	133
Abbildung A-10: L/D -Verhältnis bei EAS Variation	135
Abbildung A-11: Ermittlung des Trimmwinkels im Reiseflug (Stabilitätsmaß 5%) ...	135
Abbildung A-12: Analytische Näherung: CD_0 in Abhängigkeit von S_{ref} ; A=12.....	141
Abbildung A-13: Auslegungsdiagramm Reiseflug: V-400-5t-3k-CLs-V3 V _c =180ms, m ₀ =164.000 kg	141
Abbildung A-14: Auslegungsdiagramm: V-400-5t-3k-CLs-V3; h=9km	141
Abbildung A-15: Auftriebs- und Widerstandspolaren Z-Variante	142
Abbildung A-16: Analytische Näherung: CD_0 in Abhängigkeit von S_{ref} ; A=11	144

Abbildung A-17: Auslegungsdiagramm Reiseflug V-400-5t-3k-Z Vc=180ms, m0=161.400 kg	144
Abbildung A-18: Auslegungsdiagramm V-400-5t-3k-Z; h=8km.....	144
Abbildung A-19: Auftriebs- und Widerstandspolaren Z-Variante	145
Abbildung A-20: Analytische Näherung: CD0 in Abhängigkeit von Sref; A=11	147
Abbildung A-21: Auslegungsdiagramm Reiseflug: V-400-5t-3k-DCC Vc=180ms, m0=157.300 kg	147
Abbildung A-22: Auslegungsdiagramm: V-400-5t-3k-DCC; h=8km.....	147
Abbildung A-23: Auftriebs- und Widerstandspolaren DCC-Variante	148
Abbildung A-24: L/D-Verlauf (DCC)	151
Abbildung A-25: SEP und Steigflugprofil: V-400-5t-3k-DCC	151
Abbildung A-26: Schwerpunktlage;	151

Tabellenverzeichnis

Tabelle 2-1: Prozentualer Anteil der Flüge bezogen auf die Strecke (betrachteter Zeitraum: 2008)	12
Tabelle 2-2: Durchschnittliche Passagierzahl in verschiedenen Regionen	12
Tabelle 2-3: Mittelwert der transportierten Fracht [t] (betrachteter Zeitraum: 2008) (Datenquelle: OAG 2008).....	13
Tabelle 2-4: Erreichbare mittlere Reisegeschwindigkeiten unter Berücksichtigung aller Missionssegmente (betrachteter Zeitraum: 2008).....	15
Tabelle 2-5: Daten Canadair CL-44 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.170)	17
Tabelle 2-6: Daten Tu-114 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.164)	18
Tabelle 2-7: Daten Il-18 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.158)	19
Tabelle 2-8: Daten L-188 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.159)	20
Tabelle 2-9: Daten An-10 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.155).....	21
Tabelle 2-10: Daten An-70 (Datenquelle: Jackson et al. 2003, Reiseflughöhe nach antonov.com)	22
Tabelle 2-11: Daten A400M (Datenquelle: Jackson et al. 2003, Startmasse von 141 t nach airbusmilitary.com)	23
Tabelle 2-12: Triebwerksparameter (Datenquelle: Gunston 2006)	25
Tabelle 2-13: Zusammenfassung quantitative Anforderungen.....	27
Tabelle 3-1: Statistische Treibstoffmassenverhältnisse (Vgl. Raymer 2012, S. 34)	31
Tabelle 4-1: W_0 [kg]; W_e/W_0 : Twin Turboprop (Composite); $L/D=16$; $\eta=0,8$; $C_{power} = 8,5E-8 \text{ kg/J}$	58
Tabelle 4-2: W_0 [kg]; W_e/W_0 : Jet Transport (Composite); $L/D=16$; $\eta=0,8$; $C_{power}=8,5E-8 \text{ kg/J}$	59
Tabelle 4-3: Analyse unterschiedlicher Merkmale für die Vorauswahl	61
Tabelle 4-4: Relevante Stärken und Schwächen der Propellerturbine	63
Tabelle 5-1: Namensgebung Prototypen.....	72
Tabelle 5-2: Massenabschätzung V350-5t-3k, Leermassenverhältnis: Twin-Turboprop	75
Tabelle 5-3: Abschätzung des Treibstoffverbrauchs	77
Tabelle 5-4: Widerstandsbeiwerte einzelner Komponenten, V-400-5t-3k-CLs.....	79
Tabelle 5-5: Daten: V-400-5t-3k-CLs	81

Tabelle 5-6: Leermasse nach unterschiedlichen Methoden	81
Tabelle 5-7: Strukturmasse [kg] Tiefdecker und Hochdecker	83
Tabelle 5-8: Systematische Rumpfermessung (Phase 3)	85
Tabelle 5-9: Schalenfläche der Rumpfkfigurationen	102
Tabelle 5-10: Daten CLs-V3, Oswaldfaktor nach Nita, Scholz (2012)	105
Tabelle 5-11: Auslegungsdaten Z, 180 m/s	107
Tabelle 5-12: Auslegungsdaten: Rumpfverson-Z, 200m/s, Flughöhe 10km	107
Tabelle 5-13: Auslegungsdaten: Rumpfverson-Z, 200m/s, Flughöhe 8km	109
Tabelle 5-14: Auslegungsdaten DCC, 180 m/s	111
Tabelle 5-15: Daten V-400-5t-3k-DCC-D-27	112
Tabelle 5-16: Vergleich zwischen den Prototypen Stufe 4	113
Tabelle 5-17: Analyse von Starts- und Landestrecken ($\mu = 0,4$)	117
Tabelle 5-18: Aerodynamik und Massen, DCCZ	119
Tabelle 5-19: Spezifischer Treibstoffverbrauch der DCCZ-Konfiguration (Load Factor nach IATA (2013))	121
Tabelle A-1: Betrachtete Flugzeugtypen im Rahmen der Marktanalyse	129
Tabelle A-2: Leermassenverhältnis viermotoriger Turboprops (Datenquellen: Kreuzer 1999; An-70: Jackson et al. 2003; A400M: Jackson 2003, airbusmilitary.com; C-130J: Lockheed Martin 2013)	131
Tabelle A-3: Quellen für das PAX-Reichweitendiagramm	132
Tabelle A-4: Aufteilung der Strukturmasse nach unterschiedlichen Methoden	134
Tabelle A-5: Tragflächenparameter CLs-V2	135
Tabelle A-6: Leitwerksparameter	135
Tabelle A-7: Treibstoffmassen	135
Tabelle A-8: Massenabschätzung der Komponenten, Kombination II, Aufbau nach Raymer (2012) (TB: Torenbeek 1989, RM: Raymer 2012, RK: Roskam 1989 [nach Torenbeek])	136
Tabelle A-9: Komponentenmassen: Kombination III (TB: Torenbeek (1982); RM: Raymer (2012); GD: Roskam (1989); mod.: modifiziert durch Autor; Korrekturfaktoren nach Einschätzung des Autors auf Basis von Raymer (2012))	137
Tabelle A-10: Reale Oswaldfaktoren (Datenquelle: Nita, Scholz 2012; An-12 nach Samoylovitch, Strelets 2000)	138

Tabelle A-11: Bodenflächen: CLs-V3	139
Tabelle A-12: Bodenflächen: Z-Variante	139
Tabelle A-13: Bodenflächen: DCC.....	139
Tabelle A-14: Vergleich der Rumpfmassen [kg] (Auslegungshöhe 10km)	140
Tabelle A-15: Widerstandsanteile von Komponenten; CLs-V3-Variante.....	142
Tabelle A-16: Komponentenmassen CLs-V3-Variante [kg] (Kombination III)	143
Tabelle A-17: Widerstandsanteile von Komponenten; Z-Variante	145
Tabelle A-18: Entwurfsdaten.....	145
Tabelle A-19: Aerodynamische Parameter	145
Tabelle A-20: Komponentenmassen Z-Variante [kg] (Kombination III).....	146
Tabelle A-21: Antriebsdaten.....	146
Tabelle A-22: Widerstandsanteile von Komponenten; DCC-Variante	148
Tabelle A-23: Entwurfsdaten Tragfläche, Rumpf, Leitwerke	148
Tabelle A-24: Antriebsdaten.....	149
Tabelle A-25: Aerodynamische Parameter	149
Tabelle A-26: Leitungsparameter	149
Tabelle A-27: Stabilitätsparameter	149
Tabelle A-28:Start- und Landestrecke auf Meereshöhe	149
Tabelle A-29: Komponentenmassen DCC-Variante [kg] (Kombination III).....	150
Tabelle A-30: Leitwerksvolumenkoeffizienten DCCZ	152
Tabelle A-31: Bodenflächen DCCZ-Rumpf.....	152
Tabelle A-32: Tankvolumina und Massen DCCZ ($\rho_{fuel} = 800 \text{ kg/m}^3$).....	152
Tabelle A-33: Widerstandsanteile von Komponenten; DCCZ-Variante	152
Tabelle A-34: V420-5t-3k-DCCZ Komponentenmassen [kg] (Kombination III).....	153

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzungen

AF	Afrika
APU	Auxiliary Power Unit (Hilfsgasturbine)
ARC	Aerodrome Reference Code (Flughafenreferenzcode)
AS	Asien (Untersuchtes Gebiet beinhaltet auch pazifischen Raum)
BFL	Balanced Field Length (Startstrecke bei Triebwerksausfall)
DOC	Direc Operational Costs (direkte operationelle Kosten)
Dt.	Deutsch
E	Endurance (Dauer)
EAS	Equivalent Airspeed (äquivalente Fluggeschwindigkeit)
EBF	Externally Blown Flap (Angeströmte Klappe)
EU	Europa
FAA	Federal Aviation Administration (Administration der Luftfahrt auf Bundesebene)
FAR	Federal Aviation Regulations (Regularien der Luftfahrt auf Bundesebene)
GD	General Dynamics
ICAO	International Civil Aviation Organization (Internationale zivile Luftfahrtorganisation)
Kap.	Kapitel
LCC	Low Cost Carrier (Billigfluggesellschaft)
LDG	Landung
MAC	Referenzflügelstrecke
max.	maximal
min.	minimal
MLG	Hauptfahrwerk
NA	Nordamerika
NASA	National Aeronautics and Space Administration (Nationale Luft- und Raumfahrtorganisation)
NLG	Bugfahrwerk
OEO	One Engine Out (Einseitiger Triebwerksausfall)
PAX	Passagier
R	Reichweite
RC3	Massenabschätzungsmethode nach Raymer 2012, Kapitel 3

RC6	Massenabschätzungsmethode nach Raymer 2012, Kapitel 6
SE	Systems Engineering (Systemingenieurwesen)
SFC	Specific Fuel Consumption (spezifischer Treibstoffverbrauch)
SL	Sea Level (Meereshöhe)
TO	Takeoff, Start
TR	Schubumkehr
Twin-TP	Turboprop mit zwei Triebwerken

Formelzeichen

A	Streckung, Fläche	[-]
ac	Neutralpunkt	[m]
b	Spannweite	[m], [ft]
C	Aerodynamischer Beiwert;	[-]
C_{power}	spezifischer Treibstoffverbrauch	[kg/J]
c	Referenzflügeltiefe	[m], [ft]
cg	Schwerpunkt	[m]
D	Widerstand	[N]
d	Dicke	[m], [ft]
E	Dauer	[s]
F	Schubkraft	[N]
e	Oswaldfaktor	[-]
h	Höhe	[m], [km], [ft]
J	Advance Ratio (Fortschrittsgrad)	[-]
k	Rauheitswert	[m]
L	Auftrieb	[N]
l	Referenzlänge	[m]
M	Machzahl	[-]
m	Masse	[kg]
N	Giermoment	[Nm]
P	Leistung	[W], [kW], [MW]
P_e	Äquivalente Leistung	[W], [kW], [MW]

q	Staudruck	[N/m ²]
R	Reichweite	[m], [km]
Re	Reynoldszahl;	[-]
S	Fläche	[m ²], [ft ²]
SM	Stabilitätsmaß	[-]
SEP	Specific Excess Power	[m/s]
T	Schub	[N]
t	Dicke; Zeit	[m], [ft]; [s]
TAS	True Airspeed	[m/s], [kts], [ft/s]
V	Geschwindigkeit	[m/s], [kts], [ft/s]
V_D	Dive Speed	[m/s], [kts], [ft/s]
W	Gewicht, Masse	[N], [kg]
α	Anstellwinkel; Leistungsverhältnis	[°], [rad]; [-]
β	Massenverhältnis; Schiebewinkel	[-]; [rad], [°]
δ	Klappenausschlagwinkel	[rad], [°]
η	Wirkungsgrad	[-]
Λ	Pfeilungswinkel	[rad], [°]
λ	Zuspitzung	[-]
μ	Reibungskoeffizient	[-]
ρ	Dichte	[kg/m ³]; [slug/ft ³]

Konstanten

a	Schallgeschwindigkeit	[m/s]
g	Gravitationsbeschleunigung	[m/s ²]

Indizes

0	Start(masse)
0,25c	25% der Referenzflügelteufe
<i>airfoil</i>	Profil
<i>av</i>	verfügbar
<i>c</i>	Reiseflug

<i>cargo</i>	Fracht
<i>corrected</i>	korrigiert
<i>crew</i>	Flugbesatzung
<i>D0</i>	Nullwiderstand
<i>empty, e</i>	Leer(masse)
<i>exposed</i>	Freiliegend, bespült
<i>f</i>	final, Reibungskoeffizient, Rumpf, Treibstoff
<i>fe</i>	Wandreibung
<i>flap</i>	Klappe
<i>free</i>	frei, ungestört (Strömung)
<i>fuel, f</i>	Treibstoff
<i>fuselage, fuse, f</i>	Rumpf
<i>H. L.</i>	Hochauftrieb
<i>h</i>	Höhenleitwerk
<i>i</i>	Missionssegment
<i>L</i>	Auftrieb
<i>LE</i>	Vorderkante
<i>l</i>	Auftrieb, Loiter
<i>lam</i>	laminar
<i>m</i>	Nickmoment
<i>np</i>	Neutralpunkt Konfiguration
<i>opt</i>	optimal
<i>payload</i>	Nutzlast
<i>p</i>	Antrieb, Propeller
<i>ref</i>	Referenz
<i>S</i>	Segment
<i>SL</i>	Meereshöhe
<i>s</i>	Strecke
<i>st</i>	gerade
<i>sw</i>	gepfeilt
<i>t</i>	Heck

<i>tip</i>	Spitze
<i>TO</i>	Start
<i>turb</i>	turbulent
<i>v</i>	Seitenleitwerk
<i>washed</i>	bespült
<i>wet</i>	benetzt
<i>wing, w</i>	Tragfläche

Einheiten

cm	Zentimeter
ft	Fuß
hp	Pferdestärke
J	Joule
kg	Kilogramm
l	Liter
lbs	Pfund
m	Meter
s	Sekunde
slug/ft ³	Einheit der Dichte im angloamerikanischen System
t	Tonne
W	Watt

1 Einleitung

1.1 Motivation

Im Rahmen dieser Arbeit wird ein Propellerturbinen-getriebenes Großraumflugzeug für den Transport von Passagieren über kurze und mittlere Strecken entworfen. Durch dieses Konzept wird beabsichtigt, der wachsenden Nachfrage nach Flügen bei vorhandener Flughafeninfrastruktur, die vielerorts an ihre Grenzen stößt (Vgl. Sterzenbach et al. 2009), gerecht zu werden. Zugleich werden eine Erhöhung der Effizienz hinsichtlich des Treibstoffverbrauchs und eine Verringerung der Schadstoffemissionen durch die Triebwerkswahl und die Verwendung moderner Faserverbundwerkstoffe angestrebt.

Weil die Flughafenkapazität zum großen Teil von der Start- bzw. Landebahnkapazität bestimmt wird (Sterzenbach et al. 2009), bietet eine Großraummaschine aufgrund hoher Passagierkapazität den Vorteil, die Zahl der eingesetzten Flugzeuge zu verringern bzw. bei derselben Zahl von Maschinen mehr Passagiere zu transportieren. Aus der Perspektive der Fluganbieter werden direkte operationelle Kosten eingespart, weil der Personal- und Treibstoffbedarf pro Passagier gegenüber kleineren Maschinen sinken. (Sterzenbach et al. 2009)

Weiterhin verringert sich der Einfluss der Reisegeschwindigkeit auf die Blockzeit mit abnehmender Flugdistanz. Deswegen werden für diesen Entwurf Propellerturbinen als Antrieb verwendet, welche bei Machzahlen bis 0,7 eine höhere Effizienz als Turbofantriebwerke aufweisen. (Bräunling 2009) Dadurch werden sowohl der Treibstoffbedarf reduziert als auch die Schadstoffemissionen verringert. Beide Themen sind von zentralem Interesse für die Luftfahrt, da durch die Verknappung der Ressourcen die Treibstoffpreise steigen. (Bowen 2010) Die Emissionsgrenzen werden gesetzlich reguliert. (Sterzenbach et al. 2009)

Weitere Vorteile des Antriebssystems sind der hohe Schub bei niedriger Geschwindigkeit (Bräunling 2009) und die geschwindigkeitsunabhängige Schubumkehr am Boden. Dadurch werden Start- und Landestrecke verkürzt, was zu einer Vergrößerung des Einsatzgebiets und einer Erhöhung der Flughafenkapazität führt. (Vgl. Mensen 2004)

Perspektivisch betrachtet, sind auch höhere Fluggeschwindigkeiten mit Luftschrauben erreichbar. Entwicklungen der Propellerantriebe für hohe subsonische Machzahlen in den 1970er Jahren haben zu Konzepten wie dem Propfan geführt. Durch dessen Blattgeometrie werden Flugmachzahlen bis 0,85 bei hoher Effizienz erreicht. (Raymer 2012) Aktuelle Studien (Vgl. Guynn et al. 2012) weisen darauf hin, dass ein solches Konzept

auf kurzen Strecken treibstoffsparender ist als ein Geared Turbofan¹. Dabei wird auch die Möglichkeit berücksichtigt, die Lärmemissionen, ein signifikantes Problemfeld eines offenen Propellers (Vgl. Bräunling 2009), zu reduzieren.

Die Verbindung zwischen einem Großraumflugzeug und den effizienten Propellerturbinen bietet eine vielversprechende Konfiguration, um Anforderungen an Passagierkapazität, Wirtschaftlichkeit und Umweltverträglichkeit im Regionalverkehr zu erfüllen. Insbesondere für bevölkerungsreichen Gebiete wie Asien, wo ein signifikantes Wachstum des Flugverkehrs erwartet wird (Vgl. Boeing 2012 b), ist dieses Konzept geeignet. Für solche Regionen sind ebenso Ansätze zu einer verringerten Abhängigkeit der Maschine von der Flughafeninfrastruktur von Interesse.

1.2 Übersicht des Arbeitsverlaufs

Der Verlauf der Arbeit richtet sich nach dem Vorgehen, welches von verschiedenen Autoren der Literatur zum Flugzeugentwurf wie Raymer (2012), Torenbeek (1982) und Brandt (2004) vorgestellt wird. Dazu werden Auslegungsmethoden aus der Literatur, im Folgenden als Handbuchmethoden² bezeichnet, ausgewählt. Das Vorgehen wird durch die Verwendung von Methoden aus dem Systems Engineering nach Haberfellner et al. (2012) und Büchel, Daenzer (2000) ergänzt.

Zunächst werden im Rahmen einer Vorstudie Anforderungen an den Entwurf definiert. Dazu wird eine Markanalyse durchgeführt, die sowohl aktuelle Flugbewegungen als auch Prognosen umfasst. Diese liefert sinnvolle Missionsparameter. Des Weiteren wird eine Recherche zu existierende Flugzeugmustern und Triebwerken durchgeführt. Dadurch werden technische Randbedingungen und Vergleichswerte für folgende Studien ermittelt.

Basierend auf den Ergebnissen der Vorstudie werden unterschiedliche Konfigurations- und Missionsparameter in Bezug auf Reichweite und Nutzlast erarbeitet. Hierzu werden Machbarkeitsstudien durchgeführt, um realisierbare Konzepte zu bestimmen. Eingesetzt werden einfache Analysemethoden, um umfangreiche Daten zur Entscheidungsfindung zu sammeln. Weiterhin werden Analysen zu unterschiedlichen Konfigurationsmerkmalen wie der Triebwerksanordnung durchgeführt.

Im Hauptteil dieser Arbeit erfolgt der Entwurf einer Konfiguration, welche die Anforderungen erfüllt. Dazu werden unterschiedliche Modelle aufgebaut und hinsichtlich ihrer Leistungsfähigkeit untersucht. In jeder Phase erfolgt deren Modifikation, um eine Ver-

¹ Mantelstromtriebwerk mit einem Untersetzungsgetriebe für den Fan

² Methoden reduzierter Komplexität, welche in der Literatur zum Thema Flugzeugentwurf beschrieben werden. Beispielsweise: Raymer 2012, Torenbeek 1982, Roskam 1989, Brandt 2004

besserung der Eigenschaften zu erzielen. Begleitend zu dem Konzeptentwurf werden Studien durchgeführt, die die Auswirkungen bestimmter Merkmale quantitativ erfassen und diese bei positiver Wirkung in das Hauptkonzept zu übernehmen. Durch die Verwendung von Berechnungsmethoden höherer Komplexität im Verlauf der Arbeit wird der Untersuchungsumfang ausgeweitet. Um die Ergebnisse verschiedener Methoden zu vergleichen, werden ebenfalls Studien durchgeführt. In der letzten Phase wird eine Konfiguration vorgestellt, die als Ergebnis des Entwurfsprozesses die vorteilhaften Eigenschaften anderer Muster in sich vereint.

2 Vorstudie

Die Vorstudie umfasst zunächst die Auswahl einer geeigneten Vorgehensmethode im Rahmen der Arbeit. Anschließend werden eine Marktanalyse und die Analyse existierender Flugzeugmuster durchgeführt. Basierend darauf erfolgt die Definition von Anforderungen für den Entwurfsvorgang.

2.1 Auswahl des grundlegenden Vorgehensmodells

Die komplexe Fragestellung des Flugzeugentwurfs wird systematisch behandelt, um das Risiko einer Fehlentwicklung zu reduzieren. Ein strukturiertes Vorgehen ist erforderlich, weil früh zu treffende Entscheidungen eine nachhaltige Wirkung haben, obwohl sie unter mangelndem Wissen über das Gesamtsystem getroffen werden. (Büchel, Daenzer 2010) Aus diesem Grund werden ausgewählte Methoden des Systems Engineerings (SE) nach Haberfellner et al. (2012) eingesetzt.

Die parallel verlaufenden Lern- und Entwicklungsvorgänge erfordern eine Methode, die eine sinnvolle Erstellung von unvollständigen Modellen und deren systematische Erweiterung ermöglicht. Im Zentrum steht zunächst das „top-down“-Prinzip³, das eine Betrachtung der Subsysteme des Modells als „Black-Boxes“, die im Verlauf der Arbeit präzisiert werden, ermöglicht. Nach dem Erreichen eines hohen Detaillierungsgrades ist die Verwendung des „bottom-up“-Prinzips⁴ sinnvoll, um Variationsstudien durchzuführen. Deswegen wird die vorliegende Arbeit in Anlehnung an das SE-Vorgehensmodell, dargestellt in der Abbildung 2-1, durchgeführt. (Vgl. Haberfellner et al. 2012, S.263)

Nach dem SE-Vorgehensmodell wird der Problemlösungsprozess in die Zielsuche, Lösungssuche und die Auswahl des Lösungskonzepts unterteilt. Die Zielsuche umfasst im Rahmen der vorliegenden Arbeit die Marktanalyse und die Recherche zu existierenden Lösungen für ähnliche Aufgabenstellungen. Sie wird mit einer Anforderungsdefinition abgeschlossen. Die Lösungssuche beinhaltet eine Machbarkeitsstudie und den Entwurfsvorgang. Gemäß dem Vorgehensmodell werden Lösungsvarianten erstellt und bewertet. Die Lösungsauswahl erfolgt deswegen nach einer Bewertung der letzten Varianten.

³ Vorgehen vom Groben zum Detail

⁴ Aufbau des Gesamtsystems aus Einzelkomponenten

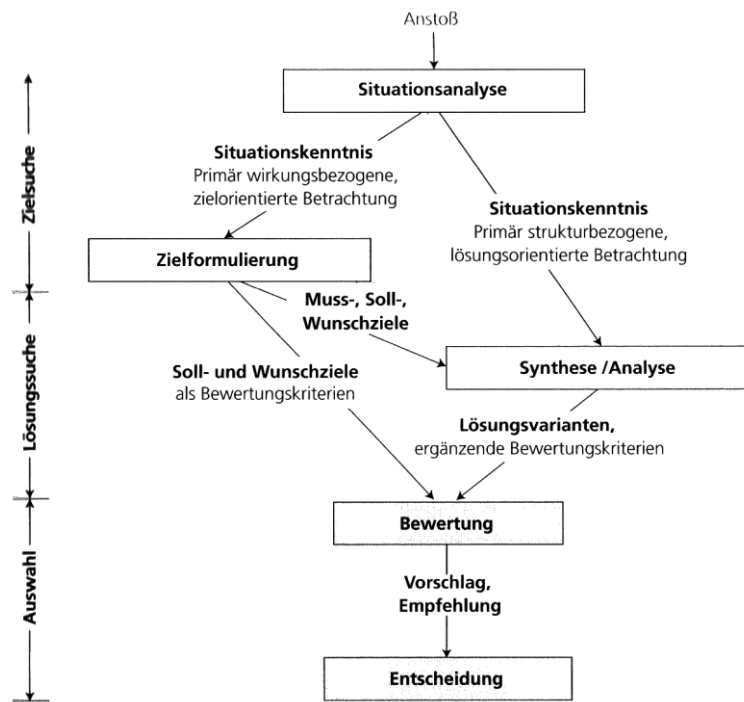


Abbildung 2-1: SE-Vorgehensmodell (Haberfellner et al. 2012, S.263)

Für den Entwurfsvorgang, der die Lösungssuche darstellt, erfüllt das Spiralmodell in Abbildung 2-2 die Anforderung an einen parallel verlaufenden Lern- und Entwicklungsvorgang. (Vgl. Haberfellner et al. 2012, S.97). Es verfügt über eine Phasenstruktur, die einen Überblick über den Projektverlauf gewährleistet. Gleichzeitig ist durch den wiederkehrenden Prototypenbau die Sensibilität gegenüber unsicheren Anforderungen und fehlerhaften Annahmen in Frühphasen gering. (Vgl. Haberfellner et al. 2012) Es hat durch seine iterative Natur eine Ähnlichkeit mit dem Vorgehen beim Flugzeugentwurf nach Raymer (2012) und unterstützt den simultanen Lernvorgang im Verlauf der Arbeit. Das Spiralmodell ermöglicht eine einfache Erweiterung der Funktionalität des Entwurfs mit der Einführung neuer Methoden.



Abbildung 2-2: Spiralmodell Aufbau (Datenquelle: Haberfellner et al. 2012, S.104)

2.2 Situationsanalyse

Um eine strukturierte Situationsanalyse durchzuführen, wird im ersten Schritt das technische System „Flugzeug“ abgegrenzt und in seinem Umfeld positioniert. Von Interesse sind die relevanten Interaktionen des Systems mit dem Umfeld über seine Grenze hinweg. Als ausschlaggebende Einflussfaktoren für den Entwurf werden Kunde, Markt, gesetzliche Regelungen und das Umfeld vom Autor ausgewählt. (Vgl. Sterzenbach et al. 2009)

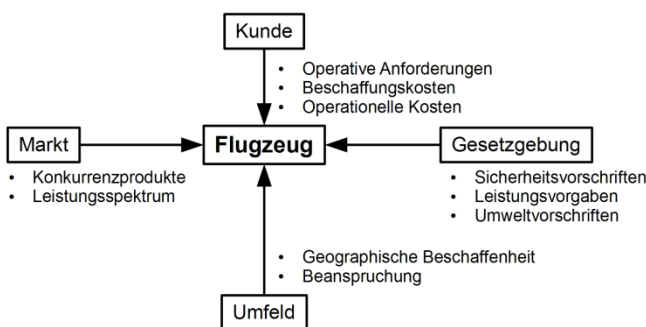


Abbildung 2-3: Interaktion des Systems Flugzeug mit dem Umfeld

Als „Kunde“ wird ein Flugzeugbetreiber verstanden, der das Produkt von dem Hersteller bezieht. Bei der Betrachtung des Markts, der den Passagier- und Frachtverkehr umfasst, werden Daten bezüglich der sinnvollen Passagierzahl und der Frachtmasse gewonnen. Die „Gesetzgebung“ legt in der Form von Sicherheitsvorschriften Restriktionen fest, die den Entwurf eines Flugzeugs maßgeblich beeinflussen. (Vgl. Torenbeek 1982) Das „Umfeld“ ist die Gesamtheit der natürlichen und anthropogenen Randbedin-

gungen wie der topologischen Beschaffenheit der Operationsgebiete oder der Flughafeninfrastruktur. Diese Bedingungen werden in Verbindung mit Daten existierender Maschinen für die Festlegung der Anforderungen an die Flugleistungen und Konfigurationsmerkmale verwendet.

2.2.1 Betrachtung des Markts aus der Kundenperspektive

Im Folgenden werden die Ergebnisse der Analysen von Luftfahrtmärkten zusammengefasst. Diese umfassen die weltweiten und regionalen Entwicklungen im Passagier- und Luftfrachtverkehr. Weiterhin werden Absatzmärkte für unterschiedliche Flugzeugtypen berücksichtigt.

Nach Sterzenbach et al. (2009) wird von einem Wachstum der Passagierluftfahrt ausgegangen, was unter anderem mit einer global wachsenden Mittelschicht der Bevölkerung verbunden wird. Neben den Faktoren des Einkommens und der Zahl der einkommensstarken Haushalte spielen die politische und wirtschaftliche Lage, sowie lokale Krisen bei der Marktentwicklung eine Rolle. Weiterhin sind die Preisgestaltung und die Angebotsstruktur der Airlines für die Nachfrage nach Flügen ausschlaggebend. Es wird ein zunehmendes Wachstum der Low Cost Carrier⁵ (LCC) beobachtet, die einer breiten Masse an Menschen den Zugang zum Flugverkehr ermöglichen. Auf Strecken bis ca. 1.000 km steht die Luftfahrt in Konkurrenz mit alternativen Verkehrsmitteln wie der Schnellbahn.

Die Nachfrage nach neuen Flugzeugen wird einerseits durch die steigende Nachfrage nach Flügen, andererseits durch die Erneuerung der Flugzeugflotten vorangetrieben. Das Marktwachstum wird durch eine Reihe von Engpässen wie den Kapazitätsgrenzen von Flughäfen hinsichtlich der Zahl von Flugbewegungen (Vgl. Sterzenbach et al. 2009, Kap.8) begrenzt. Diesen wird durch Modernisierungsmaßnahmen seitens der Flughafenbetreiber begegnet, wobei der Ausbau von Flughäfen durch umwelttechnische Bedenken verzögert wird. (Boeing 2012 b, S.10) Die Airlines versuchen trotz der Begrenzung der verfügbaren Slots eine größere Zahl von Passagieren zu befördern, indem kleine Regionalflugzeuge durch größere single-aisle⁶ Varianten auf denselben Strecken verwendet werden. (Boeing 2012 b, S.8)

Infolge seines Wachstums bietet der asiatische Markt ein großes Potential für den Absatz neuer Maschinen. Für den Inlandverkehr wird ein steigender Bedarf an single-aisle Maschinen erwartet, während für Flüge im asiatisch-pazifischen Raum twin-aisle⁷ Kon-

⁵ Billigfluggesellschaften

⁶ Rumpfkongfiguration mit einem Durchgang zwischen den Sitzreihen

⁷ Rumpfkongfiguration mit zwei Gängen zwischen den Sitzreihen

figurationen aufgrund des höheren Passagieraufkommens bevorzugt werden. (Boeing 2012 b)

Während in China ein staatlich gesteuerter Ausbau von Flughäfen für den inländischen Flugverkehr vorangetrieben wird (Wolf 2007), bilden in Indien der hohe Treibstoffpreis und eine veraltete Infrastruktur Barrieren für ein schnelles Wachstum (Chapelon 2006). Trotz einer großen Nachfrage nach Flügen sind viele Flughäfen stillgelegt, da eine Anbindung an die übrige Infrastruktur fehlt. (Chapelon 2006) Einzelne Airlines versuchen stattdessen geeignet gelegene Militärflughäfen zu nutzen. (Hande 2006)

In Europa und Nordamerika, dem größten Luftfahrtmarkt der Welt, treiben die Treibstoffpreise und die Umweltbeschränkungen die Erneuerung der Flugzeugflotten voran. Auf den Kurzstrecken und Point-to-Point⁸-Verbindungen wird eine Dominanz der LCC erwartet. Durch die Hub-and-Spoke⁹ Struktur in Europa entsteht ein Bedarf an Großraumflugzeugen für die Network-Carrier¹⁰. (Boeing 2012 b)

Vom Mittleren Osten aus operieren Langstreckenmaschinen, wobei die regionale Nähe zu Südasien, Afrika und Europa Flüge mit kleineren Maschinen in diese Gegenden ermöglicht. In Lateinamerika werden eine politische Stabilisierung und ein langsamer Ausbau der Luftfahrtinfrastruktur erwartet, um den Anforderungen der Tourismusbranche nachzukommen. (Plath et al. 2011) Sowohl ein Bedarf an single-, als auch twin-aisle Maschinen wird erwartet (Boeing 2012 b), u. a. weil die geographische Beschaffenheit den Flugverkehr gegenüber der Schiene bevorzugen lässt.

Sowohl Boeing (2012 b) als auch Airbus (2012 d) sehen den größten Bedarf bei den single-aisle-Maschinen im Regionalverkehr. Ob es auf die Passagierkapazität, die Beschaffungskosten, oder den Mangel an alternativen Konfigurationen für mittlere Strecken liegt, ist nicht ohne weiteres feststellbar.

2.2.2 Analyse der repräsentativen Flugbewegungen von 2008

Um quantitative Daten hinsichtlich der Flughäufigkeit und der transportierten Frachtmenge zu erhalten, wird eine Datenbank der Flugbewegungen für das Jahr 2008 (OAG 2008) analysiert. Die Datenmenge wird eingeschränkt, indem abgeschlossene Regionen, innerhalb derer Mittel- und Kurzstreckenflüge stattfinden, betrachtet werden. Der Verkehr zwischen diesen Regionen bleibt unberücksichtigt, da der Entwurf ein Kurz- Mittelstreckenflugzeug vorsieht.

⁸ Verbindung zwischen Flughäfen durch Direktflüge (Vgl. Sterzenbach et al. 2009)

⁹ Verbindung zwischen kleineren Flughäfen über einen großen (Vgl. Sterzenbach et al. 2009)

¹⁰ Global operierende Fluggesellschaft, bevorzugt Hub-and-Spoke-System (Vgl. Sterzenbach et al. 2009)

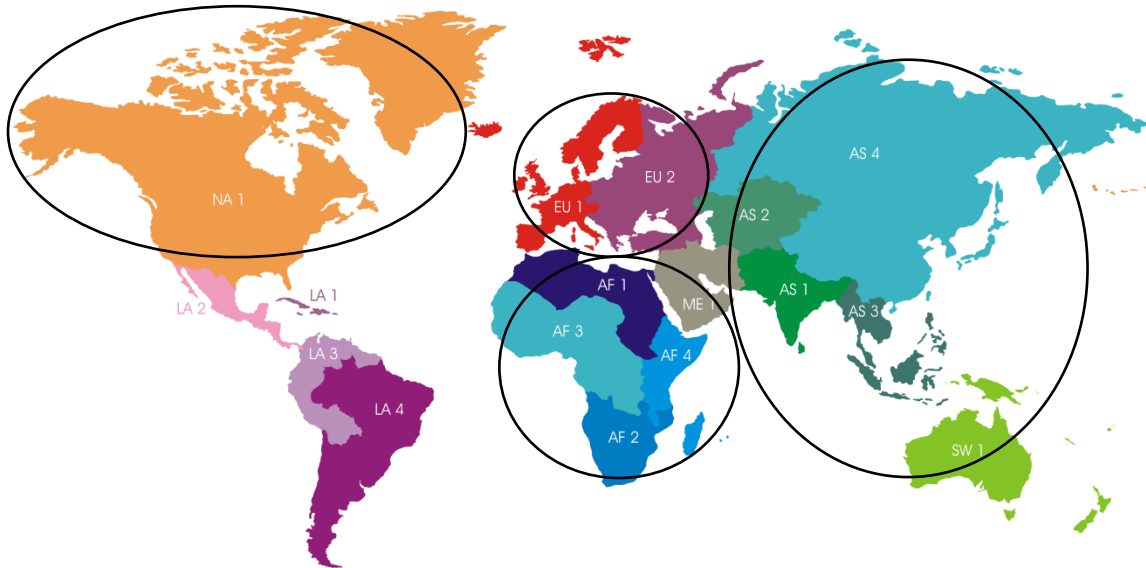


Abbildung 2-4: Übersichtskarte der Aufteilung von analysierten Gebieten (Datenquelle: OAG 2008)

Im Rahmen der Analyse wird zwischen vier Regionen, bestehend aus Nordamerika und Grönland (NA1), Europa (EU1, EU2), Ost- und Zentralasien samt der pazifischen Region (AS1-4, SW1), sowie Afrika mit Arabischer Halbinsel (AF1-4, ME1) unterschieden. Im ersten Schritt wird die Zahl der Flugbewegungen bezogen auf Entfernungsintervalle analysiert. Weiterhin wird die durchschnittlich pro Flug über ein Streckenintervall transportierte Fracht betrachtet. Anschließend wird die mittlere Reisezeit für ein Streckenintervall ermittelt.

Zwischen den technischen Randbedingungen von Maschinen wie der Reichweite und Passagierkapazität besteht eine Proportionalität, wobei mit zunehmender Reichweite die mögliche Passagierkapazität steigt. (Vgl. Abbildung 4-1) Um diesen Effekt zu berücksichtigen, erfolgt für die Auswertung der Häufigkeit von Flügen und der mittleren Flugzeit eine Aufteilung in Kurz-, Mittel- und Langstreckenmaschinen nach Tabelle A-1.

2.2.2.1 Anzahl der Flugbewegungen

Die Anzahl an Flugbewegungen für ein Streckenintervall gibt die Entwicklung der Nachfrage auf unterschiedlichen Strecken wieder. Bei der Analyse der Langstreckenmaschinen, dargestellt in Abbildung 2-5, nimmt die Zahl der Flüge mit steigender Entfernung ab, wobei Nordamerika eine Ausnahme darstellt. Dort tritt ein Maximum bei 3.000 km bis 3.999 km auf. Langstreckenflugzeuge operieren selten regional, sodass man hier von Zwischenlandungen auf längeren Routen ausgehen kann. Andererseits ist eine erhöhte Nachfrage auf diesen Strecken denkbar und dadurch der Einsatz von Großraumflugzeugen sinnvoll. Statistisch gesehen finden in allen Regionen 75,7% der Flüge mit Langstreckenflugzeugen unter 4.000km statt, 55,6% sind kürzer als 3.000km. In

dem Gebiet, das Asien und die pazifischen Region umfasst, ist der Einsatz der Langstreckenflugzeuge, dargestellt in Abbildung 2-5, auf kurzen Strecken überproportional groß.

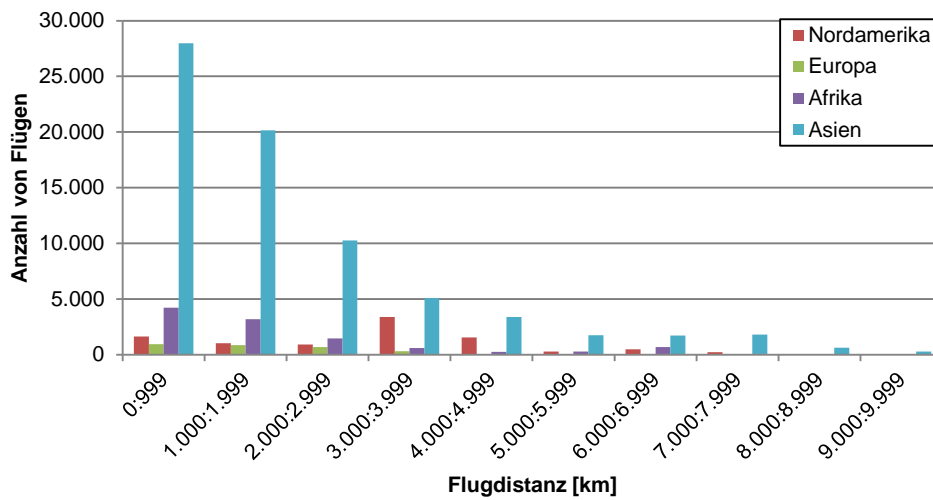


Abbildung 2-5: Anzahl von Flügen: Langstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)

Bei den Mittelstreckenflugzeugen in Abbildung 2-6, die tendenziell für einen regionalen Markt entwickelt werden, zeigt sich eine ähnliche Verteilung wie bei Langstreckenmaschinen. Durch eine feinere Auflösung der Streckenintervalle ist ein Maximum bei 500 km bis 999 km zu beobachten. Statistisch gesehen finden 97,1% der Flüge auf Strecken bis 3.000 km statt, 88,9% sind kürzer als 2.000 km. Auffallend ist die geringe Zahl von Flügen in Afrika.

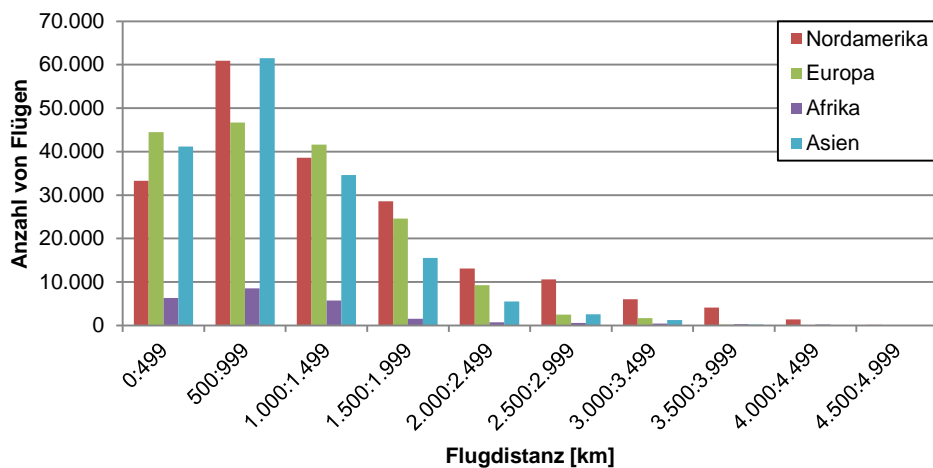


Abbildung 2-6: Anzahl von Flügen: Mittelstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)

Die bevorzugte Strecke für Kurzstreckenmaschinen in Abbildung 2-7 liegt zwischen 200 km und 399 km in allen Regionen. Auch hier ist die verfeinerte Auflösung gegenüber den vorangegangenen Analysen anzumerken. Eine nähere Betrachtung zeigt, dass 99% der Flüge unter der Distanz von 1.000 km durchgeführt werden. Für Kurzstreckenmaschinen ist der afrikanische Markt bedeutender, als für Mittelstreckenmaschinen.

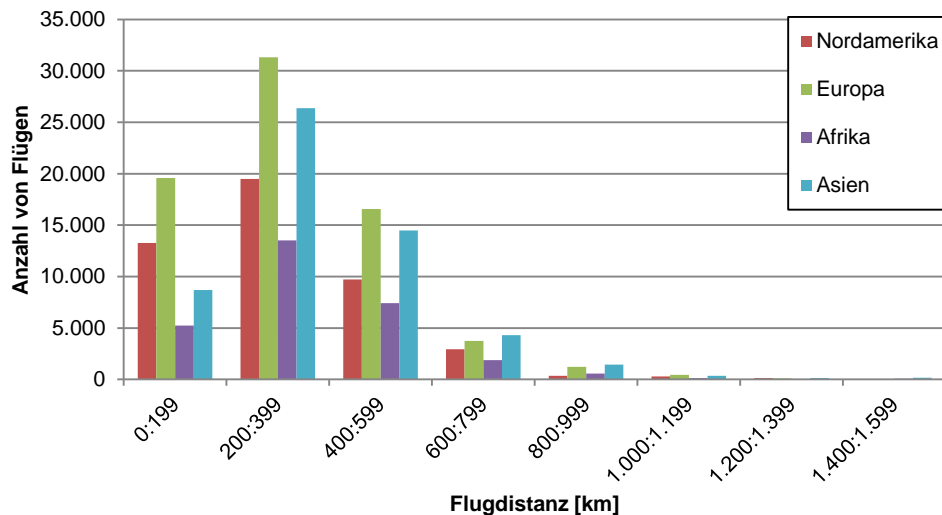


Abbildung 2-7: Anzahl von Flügen: Kurzstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)

Die single-aisle Mittelstreckenmaschinen dominieren erwartungsgemäß auf regionalen Märkten, wobei der Bedarf an Großraumflugzeugen für kurze Strecken insbesondere im asiatisch-pazifischen Raum erkennbar ist. Es ist zu berücksichtigen, dass es geografisch das größte betrachtete Gebiet ist. Gemäß Tabelle 2-1 finden ca. 90% der Flüge in Nordamerika und Asien auf Strecken unter 3.000 km statt. In Europa und Afrika sind sie kürzer als 2.000 km.

Tabelle 2-1: Prozentualer Anteil der Flüge bezogen auf die Strecke (betrachteter Zeitraum: 2008)

Strecke [km]	NA	EU	AF	AS
bis 999	38,34	66,64	74,43	63,78
bis 1.999	74,64	94,04	91,09	88,12
bis 2.999	89,93	99,08	95,53	94,43
bis 3.999	97,13	99,99	97,64	96,69
bis 4.999	99,64	99,99	98,37	97,88
bis 5.999	99,74	100,00	98,82	98,48
bis 6.999	99,91	-	99,91	99,07
bis 7.999	100,00	-	100,00	99,69
bis 8.999	-	-	-	99,90
bis 9.999	-	-	-	100,00

Abschließend werden in Tabelle 2-2 die Zahlen durchschnittlich beförderter Passagiere aufgeführt. Gegenüber Nordamerika werden in Afrika 20% und in Asien 30% mehr Passagiere pro Flug befördert.

Tabelle 2-2: Durchschnittliche Passagierzahl in verschiedenen Regionen

NA	EU	AF	AS
125	129	152	165

2.2.2.2 Transportierte Fracht

Im Folgenden wird die durchschnittliche Frachtmasse, die pro Flug über ein Streckenintervall transportiert wird, betrachtet. Der Abbildung 2-8 ist zu entnehmen, dass in großflächigen Gebieten wie Afrika, Asien und Australien sowie Nordamerika die Frachtmasse mit zunehmender Flugstrecke tendenziell steigt. In Europa ist eine derartige Entwicklung nicht feststellbar. Die durchschnittliche Frachtmenge in Afrika und Asien übersteigt jene im Westen deutlich. Die Anforderungen an Flugzeuge bezüglich der Frachtkapazität sind deswegen in verschiedenen Regionen unterschiedlich zu bewerten. Bei einer Konzentration auf den Passagiertransport spielt die Fracht zwar eine untergeordnete Rolle, doch ist eine Vernachlässigung dieses Aspekts ein mögliches Ausschlusskriterium für potentielle Kunden.

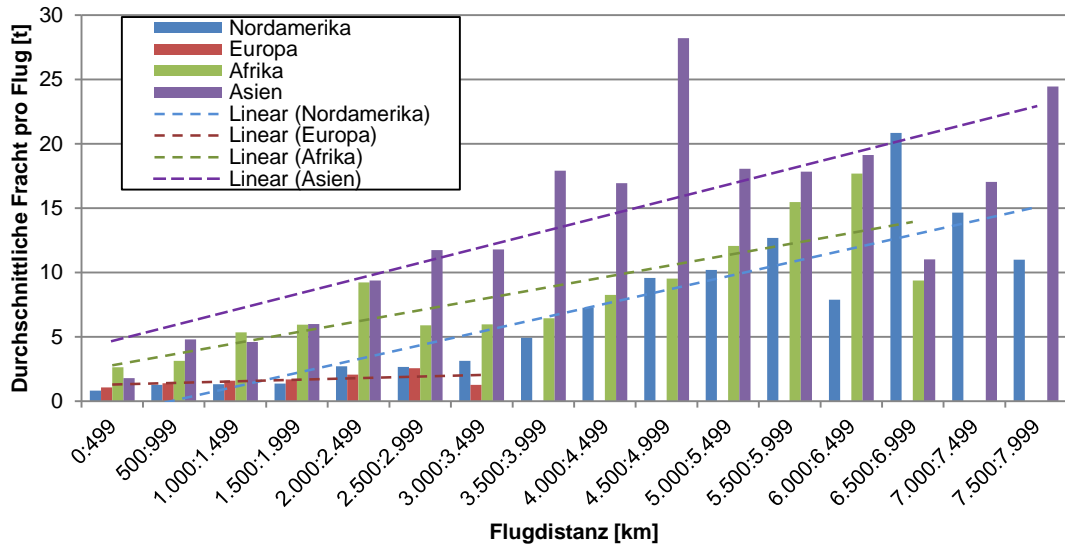


Abbildung 2-8: Durchschnittliche Fracht pro Flug und lineare Approximation der Frachtmassenentwicklung (betrachteter Zeitraum: 2008) (Datenquelle: OAG 2008)

Die Erhöhung der Frachtmasse mit zunehmender Reichweite ist zumindest teilweise auf ein großes Frachtraumvolumen der Langstreckengroßraummaschinen zurückzuführen. Für den Entwurf eines Kurz- und Mittelstreckenflugzeugs werden deshalb die Daten bis zu einer Flugdistanz von 5.000 km, zusammengefasst in Tabelle 2-3, betrachtet.

Tabelle 2-3: Mittelwert der transportierten Fracht [t] (betrachteter Zeitraum: 2008) (Datenquelle: OAG 2008)

Fracht-Mittelwert [t]	Nordamerika	Europa	Afrika	Asien
Strecke bis 3.000km	1,70	1,73	5,37	6,39
Strecke bis 4.000km	2,28	1,58	5,58	8,50
Strecke bis 5.000km	3,26	1,54	6,20	11,32

2.2.2.3 Mittlere Flugzeit

Durch die niedrigere Flugmachzahl eines Turboprops gegenüber einer strahlgetriebenen Konfiguration ist eine Analyse des Geschwindigkeitsbedarfs von Interesse. Dazu werden Blockzeiten in Abhängigkeit der Flugdistanz betrachtet.

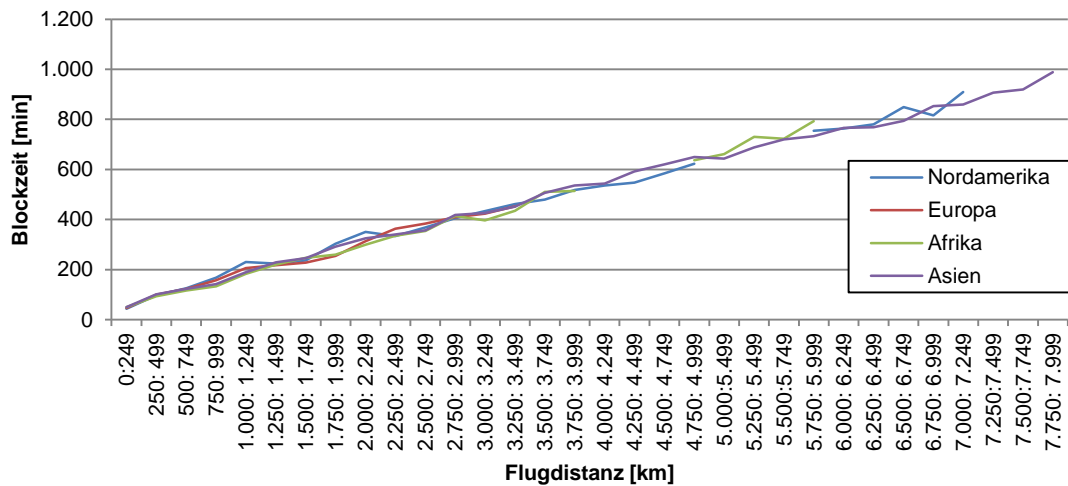


Abbildung 2-9: Blockzeit bezogen auf die Flugdistanz bei Langstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008) (Datenquelle: OAG 2008)

Gemäß Abbildung 2-9 steigt die Blockzeit mit steigender Entfernung. Die Änderung lässt sich als eine mittlere Reisegeschwindigkeit beschreiben, wobei der Mittelwert des Distanzintervalls gebildet und durch die benötigte Zeit dividiert wird.

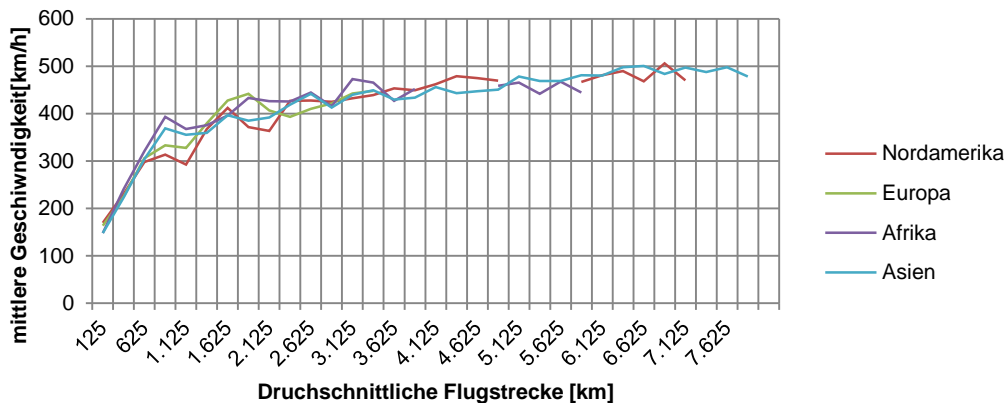


Abbildung 2-10: Mittlere Reisegeschwindigkeit: Langstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008) (Datenquelle: OAG 2008)

Die Entwicklung in der Abbildung 2-10 zeigt eine Konvergenz gegen einen Wert von ca. 500 km/h für Langstreckenmaschinen, der deutlich unter der üblichen Reisefluggeschwindigkeit von 800-900 km/h liegt. Dies ist wegen der inbegriffenen Missionssegmente wie Warteschleifen, Steig- und Sinkflug und Rollvorgängen am Boden plausibel. (Vgl. Vogel 2012) Je kürzer die Flugdistanz, umso dominanter werden diese Missionssegmente, weshalb die mittlere Reisegeschwindigkeit sinkt. Die Diagramme von Kurz- und Mittelstreckenmaschinen sind in Abbildung A-1 bis Abbildung A-4 zusammengefasst.

Tabelle 2-4: Erreichbare mittlere Reisegeschwindigkeiten unter Berücksichtigung aller Missionssegmente (betrachteter Zeitraum: 2008)

	Langstrecke	Mittelstrecke	Kurzstrecke
Trend [km/h]	500	450	275

2.2.2.4 Ergebnis der Umfeldanalyse

Als Ergebnis wird festgehalten, dass über 90% der Flüge in den betrachteten Gebieten auf Strecken bis 3.000 km stattfinden. Den größten Anteil tragen die Mittelstreckenmaschinen bei. Der Mittelwert der Frachtmenge bei dieser Strecke liegt bei unter 2 t pro Flug in Nordamerika und Europa sowie unter 7 t in Afrika und Asien. Die Analyse der Blockzeit zeigt, dass insbesondere bei kurzen Strecken die Reisefluggeschwindigkeit eine untergeordnete Rolle spielt.

2.3 Analyse von Konfigurationen mit Turboproptrieb

Wie es bei dem Entwurf von Flugzeugen üblich ist, werden zunächst die existierenden Konfigurationen für ähnliche Missionen betrachtet. Historische Daten sind einerseits für den Aufbau einer Erfahrungsbasis sinnvoll, andererseits sind sie von Bedeutung für die Abschätzung von Massen und die Überprüfung der Plausibilität von Ergebnissen. Letztendlich basieren viele der verwendeten Vorentwurfsmethoden auf statistischen Daten historischer Konfigurationen. (Vgl. Raymer 2012, Kap.3, 6, 15)

Aufgrund der Verwendung von Propellerturbinen im Rahmen der Arbeit sind die großen Verkehrsflugzeuge mit diesem Antrieb von Interesse. Zwischen 1950 und 1960 sind viele Lang- und Mittelstreckenmaschinen mit diesem Triebwerkstyp entwickelt worden. (Vgl. Kreuzer 1999) Mit dem Turbofan ist es gelungen ein sparsames Strahltriebwerk zu entwickeln, ohne die hohe Flugmachzahl zu reduzieren. Aufgrund dessen und der veralteten Wirkung auf den Kunden ist die Verwendung von Propellerturbinen für große zivile Maschinen eingestellt worden. (Bowen 2010) Aktuell wird der Turboprop bei kleinen Regionalflugzeugen und großen Militärtransportern erfolgreich eingesetzt.

In den 1970er Jahren ist eine erneute Beschäftigung mit dem Propellerantrieb zu verzeichnen, da durch eine Ölkrise die Entwicklung treibstoffsparender Triebwerke gefördert worden ist. Der daraus hervorgegangene Propfan¹¹ ist trotz einiger potentieller Vorteile gegenüber den damaligen Turbofantriebwerken nicht weiterentwickelt worden. Mit dem Ende der Krise brachten die Kosten und das Risiko einer Neuentwicklung keine Nutzungsvorteile. (Guynn et al. 2012)

2.3.1 Auswahl von historischen Konfigurationen

Im Folgenden werden Konfigurationen vorgestellt, die im Rahmen der Arbeit aufgrund unterschiedlicher Aspekte von Interesse sind. Entsprechende Merkmale werden näher erläutert und die Eckdaten der Maschinen werden für die Vergleichbarkeit zusammengefasst. Die aufgeführten Werte beziehen sich auf den Reiseflug bei maximaler Beladung. Für die Startstrecke wird eine Hindernishöhe berücksichtigt.

¹¹ Propellerturbine mit einem kleinen Durchmesser und einer großen Zahl an breiten Schaufeln, die für den Einsatz bei hoher Machzahl optimiert sind (Raymer 2012)

2.3.1.1 Canadair CL-44



Abbildung 2-11: Canadair CL-44 (Kreuzer 1999, S.170)

Das Ende der 50er Jahren entwickelte Langstreckenflugzeug zählt zu den größten Turboprops für den Passagiertransport. (Kreuzer 1999) Es weist eine klassische Tiefdeckerkonfiguration auf, wobei das Höhenleitwerk auffallend tief angeordnet ist. Die Triebwerksgondeln umfassen einen Teil der geringfügig gepfeilten Tragfläche sowohl oberhalb als auch unterhalb. Die Abgase werden hinter der Tragfläche ausgestoßen. Die Anordnung der Gondeln relativ nahe am Rumpf gewährleistet ein kleines Drehmoment bei Triebwerksausfall, erhöht jedoch die Lärmbelastung im Inneren der Kabine.

Tabelle 2-5: Daten Canadair CL-44 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.170)

PAX	189-214
Max. Startmasse	95.250 kg
Flügelfläche	192,8 m ²
Geschwindigkeit	172,2 m/s
Dienstgipfelhöhe	9.600 m
Startleistung	16.848 kW
Reichweite	6.600 km
Startstrecke (über 15m)	2.500 m
Max. Nutzlast	19.500 kg

2.3.1.2 Tupolev Tu-114

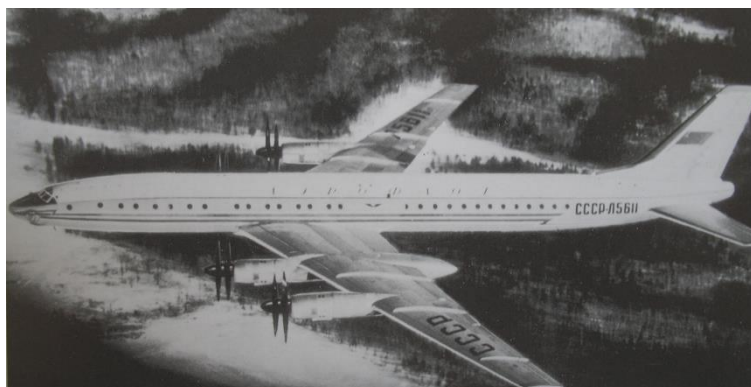


Abbildung 2-12: Tu-114 (Kreuzer 1999, S.163)

Das in der Sowjetunion entwickelte Langstreckenflugzeug ist mit den leistungsstärksten Turboproptriebwerken vom Typ NK-12MV ausgestattet, die bis heute für Flugzeuge eingesetzt wurden. Erkennbar ist die starke Pfeilung der Tragflächen und des Leitwerks, die eine hohe Flugmachzahl ermöglicht. Eine Höchstgeschwindigkeit von 250 m/s ist von dem Muster erreichbar. (Vgl. Kreuzer 1999) Es handelt sich um eine Tiefdeckerkonfiguration, die über ein konventionelles Leitwerk verfügt. Die vorgelagerten Triebwerksgondeln ermöglichen eine Positionierung der Luftschrauben in einem großen Abstand von der Tragfläche. Der Propellerabstand zu dem Rumpf ist relativ gering, was eine entsprechende Lärmbelastung im Inneren erwarten lässt. Das hohe Hauptfahrwerk ist ein Zugständnis an die großen Luftschrauben und wird in spezielle Gondeln an den Tragflächen eingezogen. Die Triebwerksgondeln lassen die Tragflächenoberseite weitestgehend unbeeinflusst, was aerodynamisch vorteilhaft ist.

Tabelle 2-6: Daten Tu-114 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.164)

PAX	120-145
Max. Startmasse	187.800 kg
Flügelfläche	311 m ²
Geschwindigkeit	213,9 m/s
Dienstgipfelhöhe	10.000 m
Startleistung	43.468 kW
Reichweite	10.000 km
Startstrecke (über 15m)	2.900 m
Max. Nutzlast	21.000 kg

2.3.1.3 Iljuschin Il-18



Abbildung 2-13.: Il-18 (Kreuzer 1999)

Dieses Muster ist als Mittel- und Langstreckenflugzeug Ende der 50er Jahre entwickelt worden. (Kreuzer 1999) Es ist als Tiefdecker mit konventionellem Leitwerk und vier Triebwerken an den Tragflächen ausgelegt. Die Gondeln befinden sich auf der Flügeloberseite, sodass die Luftschrauben eine ausreichende Bodenfreiheit trotz eines relativ niedrigen Fahrwerks erhalten. Das Fahrwerk wird in die Triebwerksgondeln eingezogen.

Tabelle 2-7: Daten Il-18 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.158)

PAX	85-122
Max. Startmasse	64.000 kg
Flügelfläche	140 m ²
Geschwindigkeit	173,6 m/s
Dienstgipfelhöhe	9.000 m
Startleistung	12.496 kW
Reichweite	3.700 km
Startstrecke (über 15m)	2.100 m
Max. Nutzlast	12.000 kg

2.3.1.4 Lockheed L-188



Abbildung 2-14: Lockheed L-188 Electra (Kreuzer 1999, S.159)

Das Mittelstreckenflugzeug, das Ende der 50er Jahre in den USA entwickelt wurde, ist der einzige für die Mittelstrecke ausgelegte Turboprop der US-Amerikanischen Hersteller. (Kreuzer 1999) Es ist eine Tiefdeckerkonfiguration mit konventionellem Leitwerk. Die vier Triebwerksgondeln sind auf der Tragflächenoberseite angeordnet.

Tabelle 2-8: Daten L-188 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.159)

PAX	74-98
Max. Startmasse	52.665 kg
Flügelfläche	120,77 m ²
Geschwindigkeit	180,6 m/s
Dienstgipfelhöhe	8.800 m
Startleistung	11.908 kW
Reichweite	3.300 km
Startstrecke (über 15m)	1.500 m
Max. Nutzlast	11.000 kg

2.3.1.5 Antonov An-10



Abbildung 2-15: An-10 (Kreuzer 1999, S.155)

Das ukrainische Kurz- und Mittelstreckenflugzeug ist unter der Forderung entwickelt worden, von kurzen, unbefestigten Graspisten zu operieren. Es ist als freitragender Hochdecker mit einem konventionellen Leitwerk ausgelegt. Das Fahrwerk, das eine relativ schmale Spur besitzt, wird in den Rumpf eingezogen. Die vier Triebwerks gondeln sind unmittelbar an der Tragflächenunterseite angebracht, was eine Bodenfreiheit der Propeller von über 2 m sicherstellt. Das Flugzeug stellt niedrige Anforderungen an die Qualität der Landebahn und die Flughafeninfrastruktur. (Kreuzer 1999)

Tabelle 2-9: Daten An-10 (Datenquelle: Kreuzer 1999, S.155)

PAX	84-100
Max. Startmasse	58.400 kg
Flügelfläche	120 m ²
Geschwindigkeit	172,2 m/s
Dienstgipfelhöhe	8.500 m
Startleistung	11.760 kW
Reichweite	2.500 km
Startstrecke (über 15m)	1.000 m
Max. Nutzlast	13.000 kg

2.3.1.6 Antonov An-70



Abbildung 2-16: An-70 (antonov.com)

Antonov An-70 ist ein Militärtransporter, der in der Ukraine in den 90er Jahren entwickelt worden ist. Das auffallende Alleinstellungsmerkmal ist die Verwendung von vier Propfan-Triebwerken D-27 von Ivchenko-Progress, die über koaxial laufende Propeller des Typs SW-27 verfügen. Durch den kleinen Durchmesser von 4,5 m wird die Blattspitzenmachzahl verringert, was der Lärminderung und Effizienzsteigerung dient. Typisch für ein Transportflugzeug ist die Auslegung als Hochdecker. Die Tragfläche besitzt eine Pfeilung von 15° und das Leitwerk ist konventionell ausgeführt. Durch das hochgezogene Heck, in welchem ein Frachttor integriert ist, wird ein großer Anstellwinkel beim Start ermöglicht. Das Flugzeug ist kurzstart- und landefähig. (Vgl. Jackson et al 2003)

Tabelle 2-10: Daten An-70 (Datenquelle: Jackson et al. 2003, Reiseflughöhe nach antonov.com)

PAX	-
Max. Startmasse	130.000 kg
Flügelfläche	200 m ²
Geschwindigkeit	208 m/s
Reiseflughöhe*	12.000 m
Startleistung	41.200kW
Reichweite	3.000-8.000 km
Startstrecke	600-1.800 m
Max. Nutzlast	47.000 kg

2.3.1.7 Airbus A400M



Abbildung 2-17: Airbus A400M (airbus.com)

Der modernste Vertreter der großen Turboprops ist der Militärtransporter Airbus A400M. Das Flugzeug, das sich aktuell im Auslieferungsstadium befindet (airbusmilitary.com), ist den militärischen Anforderungen entsprechend als Hochdecker ausgelegt. Die vier Triebwerksgondeln sind auf der Tragflächenunterseite angeordnet, das Leitwerk ist als eine T-Konfiguration ausgeführt. Die Tragfläche verfügt über eine Pfeilung von 15°. Das Fahrwerk ist am Rumpf seitlich in Gondeln integriert, sodass der Frachtraum ununterbrochen bleibt. Das Heck ist, wie für Frachtflugzeuge typisch, stark nach oben gezogen. Die Maschine verfügt über Kurzstart- und Landefähigkeit. (Jackson et al. 2003)

Table 2-11: Daten A400M (Datenquelle: Jackson et al. 2003, Startmasse von 141 t nach airbusmilitary.com)

PAX	-
Max. Startmasse	130.000 kg; 141.000 kg
Flügelfläche	221,5 m ²
Geschwindigkeit	154 m/s
Zertifizierte Flughöhe	11.280 m
Startleistung	(Wellenleistung) 32.800 kW
Reichweite	3.300-8.700 km
Startstrecke	1.402 m bei 116,5 t Startmasse
Max. Nutzlast	37.000 kg

2.3.1.8 Andere Varianten mit besonderen Konfigurationsmerkmalen



Abbildung 2-18: Lockheed L-89 (Kreuzer 1999, S.276)

Die L-89 verfügt über zwei Passagierdecks, wobei der Rumpf einen doppelkreisförmigen Querschnitt besitzt. Die Tragfläche unterbricht das untere Deck und ist vergleichsweise hoch angeordnet.



Abbildung 2-19: XC-99 (<http://www.nationalmuseum.af.mil>)

Die XC-99 ist der Prototyp einer großen Transportmaschine auf der Basis des Convair B-36 Bombers. Sie ist mit sechs Propellern in Druckanordnung ausgestattet, welche von Kolbenmotoren angetrieben werden.



Abbildung 2-20: Dash-7 (Kreuzer 1999)

Die Dash-7 ist ein kleiner Regionalflugzeug, das mit 4 niedrigdrehenden Luftschrauben ausgestattet ist, um die Lärmemission zu reduzieren. Es handelt es sich um einen Hochdecker, sodass die bodennahe Anordnung des Rumpfs die Beladung erleichtert. Gleichzeitig ist die Bodenfreiheit für Luftschrauben sichergestellt. Das Hauptfahrwerk wird in die Triebwerksgondeln eingezogen.



Abbildung 2-21: ATR-42 (www.atraircraft.com)

ATR-42/72 ist eine erfolgreiche moderne Kurzstreckenflugzeugfamilie, ausgelegt als Hochdecker mit T-Leitwerk und zwei Turboproptriebwerken. Das niedrige Hauptfahrwerk wird in den Rumpf eingezogen.

2.3.2 Übersicht der leistungsstarken Propellerturbinen

Um das Potential von Turboproptriebwerken einzuschätzen, werden einige Typen mit der Leistung von mehr als 10 MW betrachtet. Die im Rahmen der Arbeit bedeutenden Daten sind in Tabelle 2-12 zusammengefasst. Alle aufgeführten Triebwerke verfügen über koaxiale Luftschrauben. Alle mit Ausnahme des NK-110 weisen eine Zusanordnung der Propeller auf. Die Triebwerke NK-62 und NK-110 sind nicht über das Entwicklungsstadium hinausgekommen (Gunston 2006), obwohl ihre Leistungsfähigkeit vielversprechend war.

Tabelle 2-12: Triebwerksparameter (Datenquelle: Gunston 2006)

	NK-12M	NK-12 MA	NK-62	NK-110	D-27
P_{si} [kW]	11.025	11.025	unbekannt	15.883	10.440
P_c [kW]	4.778	5.940	unbekannt	unbekannt	5.033
T_{TO} [kN]	94,2	145,1	245-313,9	176,5	119,1
T_c [kN]	unbekannt	unbekannt	44,1	47,64	unbekannt
M_{cruise}	0,68 (in 11 km)	0,56 (in 10 km)	0,75 (in 11 km)	0,75 (in 11 km)	0,7 (in 11 km)
D_p	5,6	6,2	4,7	unbekannt	4,5
SFC_{TO}	83,8 $\mu\text{g}/\text{J}$	78,21 $\mu\text{g}/\text{J}$	8,16 mg/Ns	5,384 mg/Ns	63,34 $\mu\text{g}/\text{J}$
SFC_c	58,85 $\mu\text{g}/\text{J}$	58,85 $\mu\text{g}/\text{J}$	13,6 mg/Ns	12,47 mg/Ns	48,44 $\mu\text{g}/\text{J}$
m_e [t]	2,9	2,35	4,2	2,3	1,65
Drehzahl [1/min]	730	730	unbekannt	unbekannt	850-1.000

2.3.3 Analyse der Merkmale von ausgewählten Konfigurationen

Es lässt sich feststellen, dass meisten der in Kapitel 2.3.1 aufgeführten viermotorigen Passagierflugzeuge eine Auslegung als Tiefdecker besitzen. Eine Ausnahme stellt die An-10 dar, weil das Flugzeug spezielle Anforderungen erfüllt. Alle erfolgreichen Konfigurationen weisen Zugpropeller auf und eine konventionelle, eigenstabile Auslegung. Die modernen großen Turboprops verfügen über typische Merkmale der militärischen Transportmaschinen, ausgeführt als Hochdecker mit einem durchgehenden Frachtraum und großen Frachttoren im Heck.

Von den aufgeführten Passagiermaschinen ist nur die CL-44 in der Lage mehr als 200 Passagiere zu transportieren. Damit wird etwas mehr als die Hälfte der im Rahmen der Arbeit angestrebten Passagierzahl erreicht. Betrachtet man die Anforderung bezüglich der Nutzlast von ca. 40 t, so wird diese von der An-70 erreicht. Die Tu-114 ist mit einer Startmasse von 187,8 t die schwerste der vorgestellten Konfigurationen. Das Leistungs-Gewichtsverhältnis von 24 W/N ist aufgrund der Auslegung als Langstreckenflugzeug deutlich niedriger als bei der An-70 mit 32 W/N.

Neben den eingesetzten Turboprop-Triebwerken mit bis zu 11,25 MW an Startleistung zeigen die Entwicklungen des NK-62 und NK-110 (Vgl. Gunston 2006), dass Leistungen von über 15 MW und Machzahlen von 0,75 realisierbar sind.

2.4 Anforderungsdefinition

Die Anforderungen werden Anhand der Aufgabenstellung und der Ergebnisse der Markanalysen unter Berücksichtigung der historischen Referenzdaten erstellt. Von Interesse sind die Parameter Passagierkapazität, Nutzlast, Reichweite, Reisedauer, Start- und Landestrecke und die Einsatz- und Beschaffungskosten.

Für ein Großraumflugzeug wird die minimale Zahl von Sitzen auf 300 festgelegt, wodurch in etwa die doppelte Kapazität eines Airbus A320 (Vgl. Airbus 2012 a) erreicht wird. Als Obergrenze wird die Passagierkapazität der Boeing 747 Domestic mit 624 Sitzen gesehen (Boeing 2002), wobei ein realistischer Wert von 500 für die Voraussetzung sinnvoller erscheint.

Die Reichweite für die Standardmission wird auf 3.000 km festgelegt, wodurch gemäß der Markanalyse über 90% der Flugbewegungen in den untersuchten Regionen abgedeckt werden. Da die Frachtmasse regional abhängig ist (Vgl. Tabelle 2-3), wird sie als Kompromiss auf mindestens 5 t festgelegt. Ergänzend werden Studien mit bis zu 5.000 km und 15 t Nutzlast im Rahmen der Voraussetzung durchgeführt.

Um die Nachteile bezüglich der Blockzeit bei längeren Strecken zu verringern, wird beabsichtigt die Geschwindigkeit des Turboprops auszureizen. Die Betrachtung realer Triebwerke zeigt, dass sie für Machzahlen von bis zu 0,75 ausgelegt sind. Als konservative Referenz wird deswegen die Fluggeschwindigkeit der An-70 mit 700 km/h verwendet.

Die verwendbare Größe von Flughäfen richtet sich gemäß ICAO Annex 14 (2009) vor allem nach dem „Aerodrome Reference Code“ (ARC) und ist von der Spannweite, benötigter Start- bzw. Landestrecke und der Fahrwerksbreite abhängig. Betrachtet man die Großraumflugzeuge Airbus A350XWB (Airbus 2012 b) und Boeing 787 (Boeing 2012), werden Spannweite und Länge unter 65 m als realisierbar angesehen. Die Startstrecke wird nach konservativer Annahme 1,8 km überschritten. Daraus ergeben sich ein ARC „4E“ und ein Airport Index „D“ (FAA 2010, S.4). Als optimistisches Ziel wird eine Verkleinerung der Maschine auf den ARC „3D“ und Airport Index „C“ angesehen. Dadurch werden die Spannweite auf 52 m und die Rumpflänge auf 48,46 m beschränkt. Die erforderliche Bahnlänge liegt zwischen 1,2 km und 1,8 km.

Die Forderung nach niedrigen Beschaffungskosten wird durch eine kostengünstige Herstellung gewährleistet, die auf standardisierten Lösungen beruht. Ein niedriger Treibstoffverbrauch ist zur Senkung der direkten operationellen Kosten (DOC) erforderlich. Dabei sind neben der geeigneten Triebwerkswahl aerodynamische und strukturelle Optimierungen durchzuführen.

Tabelle 2-13: Zusammenfassung quantitative Anforderungen

Passagierzahl	300-500
Frachtmasse [t]	5 - 15
Reichweite Standardmission [km]	3.000 – 5.000
ICAO Aerodrome Reference Code	3D, 4E
Startbahnlänge [km]	1,2 - 1,8
Spannweite [m]	36 – 65
ICAO Airport Index	C, D
Rumpflänge [m]	38,4 – 60,96

Die quantitativen Anforderungen in Tabelle 2-13 werden durch qualitative ergänzt. Dazu gehört die Zugänglichkeit zu der Maschine am Boden, ob hierbei auf flughafenseitige Gangways oder die bordeigenen Treppen zurückgegriffen wird. Weiterhin sind Lärmemissionen bei Schaufeln ohne Ummantelung ein bedeutendes Thema. (Vgl. Roskam et al. 2008)

3 Theorie und Methoden

In diesem Kapitel werden die theoretischen Grundlagen der Methoden erläutert, die während des Entwurfs verwendet werden. Im Vordergrund stehen dabei jene Methoden, die eine große Tragweite besitzen oder aufgrund von Modifikationen der Erklärung bedürfen. Bei den übrigen Methoden wird an entsprechender Stelle auf die jeweiligen Quellen verwiesen.

3.1 Vorgangsfolge für den Entwurf einer zivilen Konfiguration

Im Folgenden wird der grundsätzliche Verlauf eines Entwurfsvorgangs für eine Konfiguration im Rahmen dieser Arbeit beschrieben. Er bildet eine Kombination der Vorgehensmodelle nach Raymer (2012) und Torenbeek (1982). Dadurch werden die von Raymer vorgestellten Methoden verwendet und die speziellen Anforderungen an zivile Passagierflugzeuge nach Torenbeek berücksichtigt.

Weil der Transport die Hauptaufgabe darstellt und die Rumpffgröße weitreichenden aerodynamischen und strukturellen Einfluss hat, wird diese Komponente im ersten Schritt ausgelegt. Die Passagierkapazität ist für die geometrische Dimensionierung ausschlaggebend. (Vgl. Torenbeek 1982)

Daraufhin erfolgt eine Abschätzung der Masse auf statistischer Basis unter Berücksichtigung der Nutzlast und Flugleistungen. Dadurch wird die erforderliche Triebwerksleistung bestimmt, welche die Größe und Masse der Triebwerke festlegt. (Vgl. Raymer 2012)

Die Tragfläche wird in ihrer Geometrie durch die Flugleistungsanforderungen und flughafenseitige Restriktionen definiert. Für die Dimensionierung werden Anforderungen bezüglich der Flächenbelastung, des Hochauftriebssystems, der Fluggeschwindigkeit und des Treibstoffsystems berücksichtigt. (Vgl. Raymer 2012)

Die Leitwerksdimensionen sind sowohl von der Tragflächengeometrie als auch der Rumpfform abhängig. Ebenso wird das Fahrwerk durch die Position der Tragfläche, die Rumpfform, die Lage der Triebwerke und die Propellergröße festgelegt. Dabei sind Anforderungen hinsichtlich des Anstellwinkels beim Start sowie bezüglich der Bodenfreiheit der Luftschrauben zu berücksichtigen. (Vgl. Torenbeek 1982)

Ausgehend von den Anforderungen werden die Gesamtmasse, Leermasse und die Treibstoffmasse der erstellten Konfiguration unter Verwendung statistischer Daten ermittelt. Die entsprechenden Analysemethoden weisen unterschiedliche Komplexitätsgrade auf und ermöglichen unterschiedliche Variationsstudien, die der Optimierung dienen. Die für die Abschätzung erforderlichen Daten werden durch aerodynamische

Analysen gewonnen. Weitere Randbedingungen werden berücksichtigt, indem flugmechanische Analysen durchgeführt werden. (Raymer 2012)

Anschließend erfolgt eine Systemanalyse und Bewertung, die zu einer Neudimensionierung der Konfiguration führt. Dadurch wird erneut ein iterativer Prozess angestoßen.

3.2 Verwendete Vorentwurfsmethoden und ihre Modifikation

Im Folgenden werden Methoden beschrieben, welche zentrale Disziplinen des Vorentwurfs abdecken. Die Methoden werden an den Technologiestand angepasst, um die Auswirkungen moderner Bauweisen zu berücksichtigen. Weiterhin werden sie kombiniert, um eine höhere Aussagekraft durch simultane Berechnungen zu erhalten.

Bei allen Berechnungen werden die Standardatmosphäre und Normalbedingungen verwendet. Bis Phase 4 werden Daten zum Luftdruck und Dichte nach Raymer (2012) und Roskam, Lan (2008) verwendet. In Phase 5 werden Tabellen nach Mattingly et al. (2002) für das Dichte- und Druckverhältnis eingesetzt.

3.2.1 Massenabschätzung

In verschiedenen Phasen der Arbeit werden Methoden der Massenabschätzung verwendet, die sich in ihrem Komplexitätsgrad unterscheiden. Bei den einfachen statistischen Methoden (Vgl. Raymer 2012, Kapitel 3, 6) wird die Startmasse ermittelt, die im Rahmen der weiteren Auslegung für die Dimensionierung der Komponenten und Triebwerke ausreichend ist. Die komplexen Methoden zur Ermittlung der Komponentenmassen ermöglichen einen Aufbau des Systems aus Einzelteilen (Vgl. Raymer 2012, Kap. 15), ähnlich dem „Bottom-Up“-Prinzip. (Vgl. Haberfellner et al. 2012) Dadurch wird eine Analyse und gezielte Optimierung von Komponenten im Sinne der Leistungssteigerung ermöglicht.

3.2.1.1 Einfache statistische Massenabschätzung

In den ersten drei Phasen des Entwurfsprozesses wird eine einfache Methode angewandt, da sie eine schnelle und zumeist konservative Abschätzung der Leermasse, der Gesamtmasse und der Treibstoffmasse ermöglicht. Weiterhin wird sie eingesetzt, um unbekannte Parameter existierender Maschinen, beispielsweise den spezifischen Treibstoffverbrauch, durch eine Rekonstruktion abzuschätzen.

Diese Methode wird in der Literatur (Vgl. Raymer 2012, Kap. 3) ausführlich erklärt und mit Referenzdaten ausgestattet. Sie wird im Folgenden als die „RC3“-Methode bezeichnet.

Bei der Berechnung wird davon ausgegangen, dass die Startmasse sich aus folgenden Komponenten zusammensetzt:

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad (3-1)$$

$$W_{fuel} = \left(\frac{W_f}{W_0}\right) W_0 \quad (3-2)$$

$$W_{empty} = \left(\frac{W_e}{W_0}\right) W_0 \quad (3-3)$$

Unter der Annahme, dass der Leermassenanteil W_e/W_0 sich statistisch auf der Basis von existierenden Maschinen beschreiben lässt und das Treibstoffmassenverhältnis W_f/W_0 anhand eines Missionsprofils in Verbindung mit Triebwerksdaten aufgestellt werden kann, wird die Startmasse W_0 ermittelt.

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \left(\frac{W_f}{W_0}\right) - \left(\frac{W_e}{W_0}\right)} \quad (3-4)$$

Das W_e/W_0 -Verhältnis wird durch eine Potentialfunktion beschreiben, wobei der Koeffizient A und Exponent C für bestimmte Flugzeugkategorien wie zweimotorige Turboprops, zivile oder militärische Transporter usw. (Vgl. Raymer 2012, S.31) spezifisch sind. K_{vs} beschreibt einen Schwenkflügel und nimmt im Rahmen der Arbeit den Wert 1 an.

$$W_e/W_0 = A W_0^C K_{vs} \quad (3-5)$$

Da die aufgeführten Flugzeugkategorien keine viermotorigen Turboprops umfassen, werden entsprechende Daten gesammelt und fehlende Funktionsparameter ermittelt. Die beschränkte Datenmenge in Tabelle A-2 ermöglicht eine grobe Abschätzung des Funktionsverlaufs. In Abbildung 3-1 ist erkennbar, dass zwischen den zweimotorigen Turboprops und den viermotorigen Mittelstreckenturboprops mathematisch kein großer Unterschied bei hohen Abflugmassen besteht.

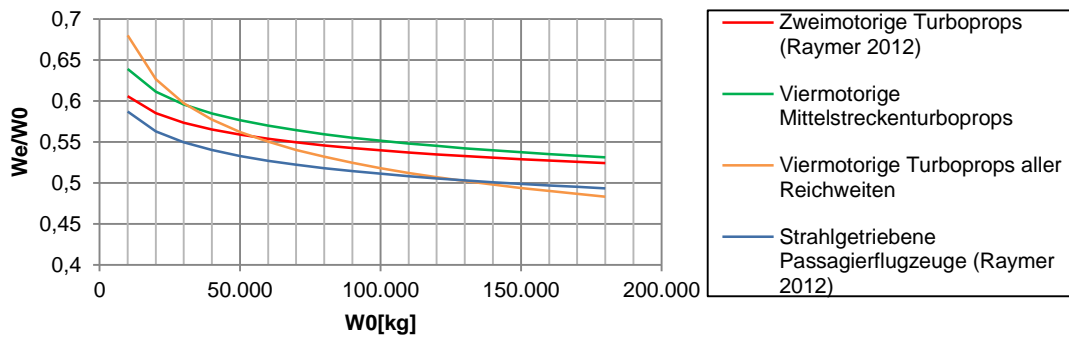


Abbildung 3-1: Verlauf der statistischen Funktionen für das Leermassenverhältnis

Im Rahmen des Entwurfs wird die Ansatzfunktion für die zweimotorigen Turboprops verwendet, da sie den kleinsten Gradienten bei hohen Abflugmassen aufweist, was einem konservativen Ansatz entspricht. Der Verlauf der Funktion wird durch einen Korrekturfaktor angepasst, um die Verwendung von modernen Werkstoffen zu berücksichtigen. Die Referenz stellt der A400M dar, als eine moderne Konfiguration mit einem hohen Anteil aus Faserverbundwerkstoffen (Vgl. Jackson et al. 2003). Durch einen Vorfaktor von 0,96 wird der angepasste Funktionsverlauf, dargestellt in Abbildung A-5, erreicht.

Für die Bestimmung des Massenverhältnisses zwischen zwei Missionssegmenten W_i/W_{i-1} wird die umgeformte Reichweitenformel nach Breguet verwendet.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(-\frac{C_{power}}{\eta_p} \frac{R}{L/D}\right) \tag{3-6}$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(-\frac{C_{power}}{\eta_p} \frac{VE}{L/D}\right) \tag{3-7}$$

Es wird eine Standardmission definiert, die einen Überführungsflug mit einer Reichweite von 3.000 km und einer Warteschleife von 45 min umfasst. Die Treibstoffreserve beträgt 6% und die übrigen Treibstoffmassenverhältnisse in Tabelle 3-1 sind statistisch begründet.

Tabelle 3-1: Statistische Treibstoffmassenverhältnisse (Vgl. Raymer 2012, S. 34)

Missionssegment	W_i/W_{i-1}
Vorlauf und Start	0,970
Steigflug	0,985
Landung	0,995

Der leistungsspezifische Treibstoffverbrauch wird entweder statistischen Tabellen oder realen, bzw. modellierten Triebwerksdaten entnommen. Eine Alternative stellt die Rückrechnung, ausgehend von einer bekannten Mission eines Flugzeugs dar.

Für die Ermittlung des L/D-Verhältnisses wird die Methode der „benetzten Streckung“ A_{wet} verwendet (Raymer 2012 S. 39), wobei die benetzte Oberfläche anhand eines CAD-Modells ermittelt wird.

$$A_{wet} = \frac{A}{S_{wet}/S_{ref}} \quad (3-8)$$

3.2.1.2 Fortgeschrittene Abschätzung der Abflugmasse

Eine theoretische Verbesserung der RC3-Methode basiert auf der Verwendung einer höherwertigen Ansatzfunktion (3-9) für das Leermassenverhältnis. (Raymer 2012, Kap. 6) Hierdurch werden die Einflüsse der Flächenbelastung und der Leistung berücksichtigt.

$$W_e/W_0 = a + bW_0^{C1}A^{C2}(hp/W_0)^{C3}(W_0/S)^{C4}V_{max}^{C5} \quad (3-9)$$

Für die Berechnung wird der Funktionsansatz für zweimotorige Turboprops verwendet. Die Anpassung an das Leermassenverhältnis des A400M, dargestellt in Abbildung A-6, erfolgt durch die Festlegung von a auf 0,3085.

Statistische Daten der übrigen Missionsabschnitte werden verfeinert und es werden analytische Beziehungen für den Steigflug und die Beschleunigung eingeführt.

$$W_i/W_{i-1} = 1,0065 - 0,0325M \quad (3-10)$$

Weiterhin wird das L/D –Verhältnis im Reiseflug in Abhängigkeit der aerodynamischen Parameter der Maschine und der Flächenbelastung ermittelt.

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{qC_{D0}}{W/S} + \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi Ae}} \quad (3-11)$$

Der Aufbau dieser Methode ist in Abbildung 2-1 dargestellt. Da Verfahren findet Anwendung in den Phasen zwei bis vier, als Vergleich für die einfachere Methode und die Methode der Komponentenmassen. Von Nachteil ist auch hier die rein statistische Basis für den Anteil der Leermasse. Die Methode wird im Folgenden als „RC6“ bezeichnet.

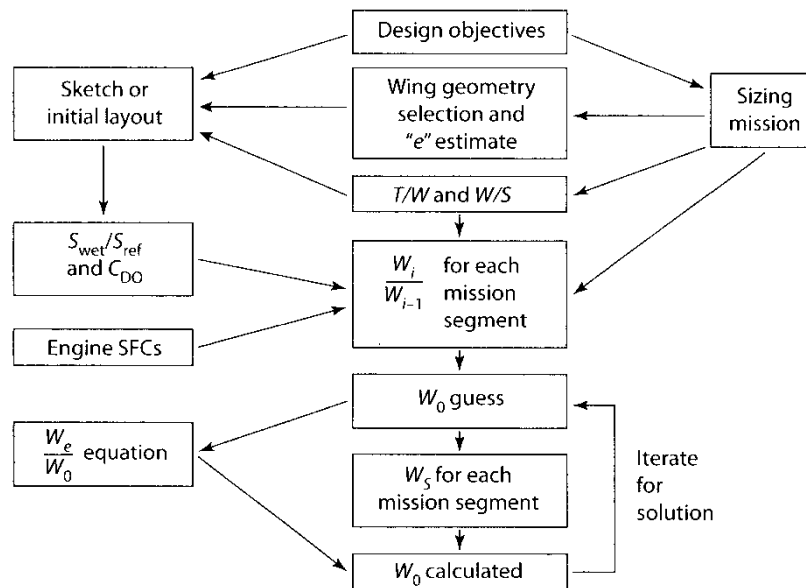


Abbildung 3-2: Aufbau der fortgeschrittenen statistische Massenabschätzungsmethode (Raymer 2012 S.154)

3.2.1.3 Methode der Komponentenmassen

Der Aufbau der Strukturmasse aus einzelnen Komponenten ermöglicht eine Aussage über die Zusammensetzung der Leermasse einer bestimmten Konfiguration. Dadurch werden spezifische, von den üblichen Konfigurationen abweichende Merkmale berücksichtigt. Im Rahmen der Arbeit werden dafür Methoden von verschiedenen Autoren verwendet. Sie unterscheiden sich sowohl in der Unterteilung der Flugzeugmasse in Komponenten, als auch in dem Anteil der geometrischen Parameter in den Formeln. Ansätze, die eine Reihe von variablen Parametern besitzen, ermöglichen gezielte Analysen und Optimierungen, weshalb sie bevorzugt werden.

Bei der einfachsten Methode „Class I“ nach Roskam (1989) werden die Komponentenmassen als Anteile der Gesamtmasse ermittelt, unter der Annahme, dass sich diese bei ähnlichen Flugzeugtypen gleichen. Die Methode umfasst die Bereitstellung der historischen Referenzwerte durch Roskam. Sie eignet sich von allem zur Plausibilitätsanalyse der Ergebnisse, die mit komplexeren Ansätzen ermittelt werden. Da die Referenzdaten der Maschinen mehrere Jahrzehnte alt sind, bleiben moderne Entwicklungen unberücksichtigt.

Die folgenden Methoden verwenden einen Gleichungssatz, der die Berechnung der Masse von Einzelkomponenten, basierend auf statistischen und geometrischen Daten, ermöglicht.

Ein fortgeschrittener Ansatz ist die „Class II“ Methode mit den Gleichungssätzen nach General Dynamics und Torenbeek. (Roskam 1989) Der Anteil an statistischen Formeln in Abhängigkeit der Startmasse ist relativ hoch.

Die Methode von Raymer (2012, Kap.15) für Transportmaschinen besteht aus einem Formelsatz, der stark von geometrische Parametern abhängig ist. Weiterhin werden Korrekturfaktoren vorgestellt, die fortgeschrittene Technologien beschreiben. Die Menge an reinen statistischen Funktionen ist gering und bezieht sich in erster Linie auf die sekundären Komponenten. Die Unterteilung ermöglicht einen vollständigen Aufbau der Strukturmasse. Einige Parameter bleiben in Bezug auf die Anwendung unklar.

Die Methode von Torenbeek (1982) bietet die Möglichkeit, speziell bei klassischer Auslegung vielfältige Variationen hinsichtlich der Triebwerks- und Fahrwerksanordnung zu berücksichtigen. Zugleich sind viele Formeln rein statistischer Natur enthalten, die keine geeignete Variation der Strukturkomponenten erlauben. Torenbeek stellt neben einfachen Zusammenhängen einige deutlich aufwändigerer Formelsätze in Appendix C und D vor, die ein Herunterbrechen der Tragfläche und des Rumpfs in ihre Bestandteile ermöglichen. Diese Formeln erfordern eine große Zahl von Eingabeparametern, sind teilweise nur iterativ lösbar und kommen deswegen erst ab der Phase 4 zum Einsatz.

Da jede Methode ihre Vor- und Nachteile besitzt, werden sie in geeigneter Weise kombiniert, um eine breite Basis an Eingabeparametern zu erhalten. Im Rahmen der Arbeit werden unterschiedliche Kombinationen verwendet. Es sei erwähnt, dass viele Formeln die maximale Startmasse als Eingabeparameter benötigen, wodurch sie zunächst von den vorgestellten statistischen Methoden abhängig bleiben.

Da jede Veränderung der Leermasse eine Änderung des Treibstoffbedarfs nach sich zieht, ruft diese wiederum eine Änderung der Leermasse hervor. Daran ist erkennbar, dass eine aussagekräftige Abschätzung der Strukturmasse basierend auf den Komponenten ausschließlich unter intensiven Iterationen möglich ist. Diese Forderung wird ab Phase 4 vollständig erfüllt.

3.2.1.4 Kombination der Massenabschätzungsmethoden

Um eine hohe Aussagekraft durch die Methode des Komponentenaufbaus zu erreichen, wird diese mit der iterativen RC6-Methode gekoppelt. Weiterhin werden geometrische und aerodynamische Änderungen an der Konfiguration durch die Verwendung von analytischen Zusammenhängen, beschrieben in Kapitel 3.2.2.2, in jedem Schritt berücksichtigt.

Dazu wird der Funktionsansatz für das Leermassenverhältnis W_e/W_0 durch einen Satz an Formeln zur Ermittlung der Komponentenmassen ersetzt. Dieser Formelsatz umfasst alle Massen mit Ausnahme der Nutzlast, Crew und des Treibstoffs. Nach jedem Iterationsschritt wird die Differenz zwischen dem Anfangswert der Startmasse und der Summe aus Leermasse, Nutzlast und Treibstoff und Crew ermittelt. Nach Raymer (2012, S.581) ist diese Differenz durch die Anpassung der Treibstoffmasse aufzulösen, um die

Gültigkeit der berechneten Einzelmassen sicherzustellen. Wird die Treibstoffmasse verringert, wird die Mission nicht erfüllt, während eine Erhöhung der Masse Potential zur Massereduktion ungenutzt lässt. Im Rahmen der hier vorgestellten Methode wird deswegen eine ausreichende Zahl an Iterationen durchgeführt, sodass der Unterschied zwischen dem Anfangswert der Masse und der Summe der Einzelmassen signifikant verringert wird. Dazu wird der Anfangswert in jedem Schritt in Abhängigkeit des Ergebnisses angepasst. Jede Iteration ist damit als eine eigenständige Optimierung des Entwurfs zu sehen, weil alle Parameter der Mission bei jedem Schritt berücksichtigt werden. Dadurch ist sicherstellt, dass die errechnete Konfiguration die Anforderungen bezüglich der Reichweite, Geschwindigkeit und Nutzlast erfüllt und dabei die minimale Masse aufweist. Eine ausreichende Reserve wird vorgesehen.

Durch die simultane Berechnung des induzierten Widerstands, der Flächenbelastung und des Nullwiderstands in Abhängigkeit der Referenzflügelfläche stellt diese Methode ein universelles Werkzeug für den gesamten Entwurfsprozess dar. Die Koppelung mit einem fortgeschrittenen Triebwerksmodell und dem Wirkungsgradmodell in Phase 5 des Entwurfsvorgangs ermöglicht eine weitere Erhöhung der Genauigkeit der Ergebnisse.

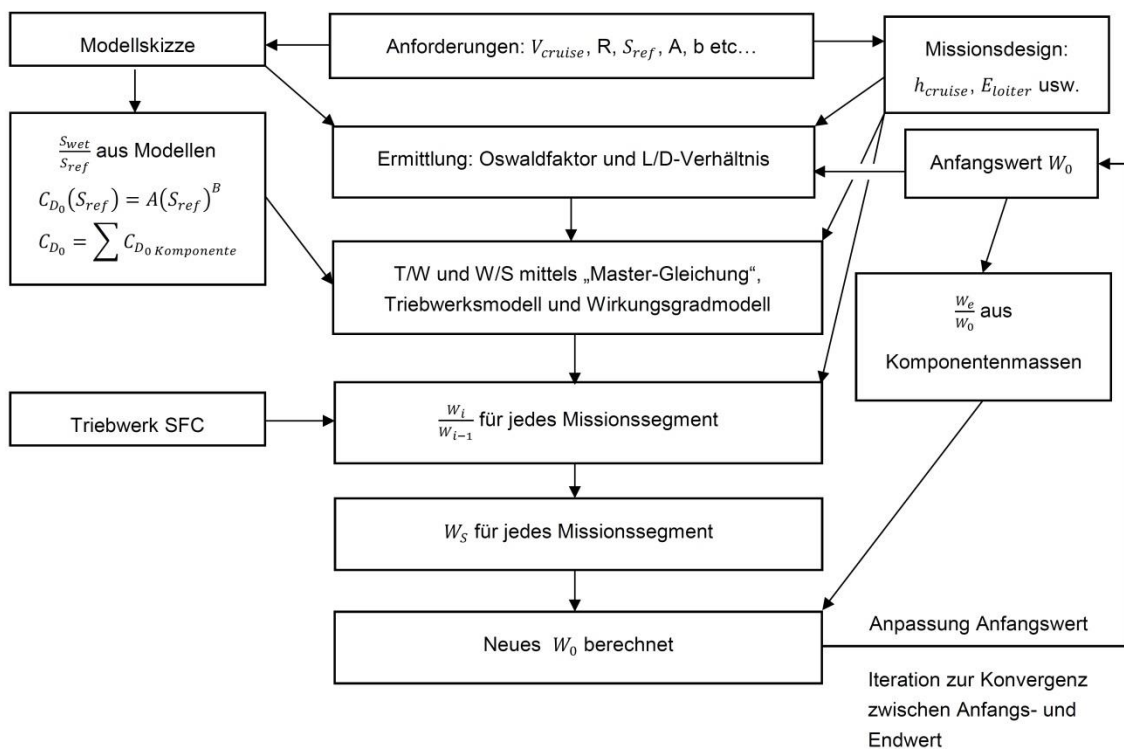


Abbildung 3-3: Übersicht: kombinierte Methoden für Massenabschätzung (Vorgang basierend auf Raymer 2012)

3.2.2 Leistungsabschätzung

Um die notwendige Triebwerksleistung abzuschätzen, wird in den ersten zwei Phasen des Entwurfs eine Methode entwickelt, die eine gezielte Wahl des Auslegungspunkts für den Reiseflug ermöglicht. Durch sie wird die Zahl an erforderlichen Iterationen verringert und eine Steigerung der Ergebnisqualität bei einem beschränkten Zeitkontingent gegenüber dem einfachen Auslegungsdiagramm (Vgl. Brandt 2004 S.248) erreicht.

3.2.2.1 Ermittlung des optimalen Reisefluzustands

Die Basis für die Bestimmung eines Auslegungspunkt im Reiseflug ist der schubminimale Flug, der für den Fall eines propellergetriebenen Flugzeugs einem Reichweitenflug entspricht. (Vgl. Raymer 2012) Dabei wird mit maximalem L/D-Verhältnis geflogen. Der Reichweitenflug ist aufgrund des Schubverlusts des Turboprops bei hoher Flugeschwindigkeit und niedriger Dichte ein Treiber für den Leistungsbedarf.

Der mathematische Zusammenhang zwischen dem Leistungs-Gewichtsverhältnis P_{SL}/W_{TO} und der Flächenbelastung W_{TO}/S , beschrieben durch Formel (3-12), basiert auf einer Kombination der spezifischen Überschussleistung und der Auftriebspolaren. Dabei werden der Schub auf die Meereshöhe und die Masse auf den Abfluzustand bezogen. Im Folgenden wird der Zusammenhang (3-12) als „Master-Gleichung“ bezeichnet. (Vgl. Brandt 2004, S. 247)

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{\alpha}{\beta} \left[\frac{C_{D_0}}{\left(\frac{W_{TO}}{S}\right)} + k_1 \left(\frac{n\beta}{q}\right)^2 * \left(\frac{W_{TO}}{S}\right) \right] + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \right\} \quad (3-12)$$

Für den Zusammenhang zwischen Schub und Leistung wird ein geeignetes Modell nach Formel (3-14) verwendet. (Brandt 2004, S.186) Dadurch wird die Charakteristik des Turboprops (Brandt 2004, S.184) berücksichtigt.

$$\frac{P_{SL}}{W_{TO}} = \frac{V}{\eta_p} \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{\alpha}{\beta} \left[\frac{C_{D_0}}{\left(\frac{W_{TO}}{S}\right)} + k_1 \left(\frac{n\beta}{q}\right)^2 * \left(\frac{W_{TO}}{S}\right) \right] + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \right\} \quad (3-13)$$

$$T_{SL} = \frac{P_{SL} \eta_p}{V} \quad (3-14)$$

Basierend auf der Formel (3-13) wird ein Auslegungsdiagramm erstellt, wobei durch die Variation der Dichte, die das Dichteverhältnis α und den Staudruck q beeinflusst, eine Schar von Funktionen erzeugt wird. Deren Minima werden isoliert und für ein konstantes C_{D_0} und V in einem Diagramm nach Abbildung 3-4 aufgetragen. Durch die Variation von C_{D_0} werden weitere Kurven mit optimalen $\frac{P_{SL}}{W_{TO}} \left(\frac{W_{TO}}{S}\right)$ aufgestellt. Die an-

schließende Variation der Geschwindigkeit erfordert weitere Diagramme und ermöglicht die Leistungsbedarfsanalyse unter Berücksichtigung aller genannten Parameter.

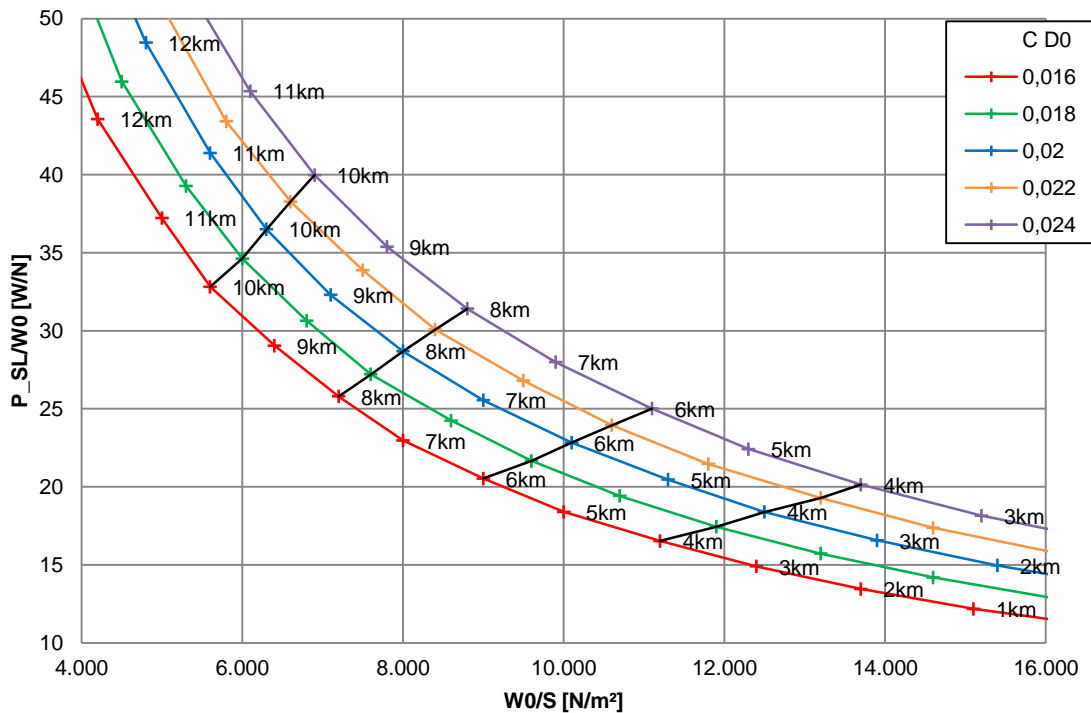


Abbildung 3-4: Minima der Master-Gleichung bei C_{D0} Variation (V konstant)

3.2.2.2 Konfigurationsspezifischer Nullwiderstandsbeiwerts

Für die Verwendung des Diagramms in Abbildung 3-4 wird der Nullwiderstandsbeiwert C_{D0} einer Konfiguration benötigt. Dieser wird zunächst nach der Methode der äquivalenten Wandreibung ermittelt. (Raymer 2012, S.429) Der Zusammenhang erfordert die Kenntnis der Referenzflügelfläche S_{ref}, sowie der benetzten Oberfläche S_{wet}. Die Wahl des Reibungsbeiwerts C_{fe} in den frühen Projektphasen basiert auf statistischen Werten für unterschiedliche Flugzeugtypen. (Vgl. Raymer 2012, S.429-430) Im Verlauf der Arbeit dient eine komponentenbasierte Methode der Nullwiderstandbestimmung dazu, diesen anzupassen.

$$C_{D0} = \frac{S_{wet}}{S_{ref}} C_{fe} \quad (3-15)$$

Um eine breite Auswahl an möglichen Konfigurationen sicherzustellen, wird eine Abhängigkeit der Form

$$C_{D0}(S_{ref}) = AS_{ref}^B \quad (3-16)$$

mit den Koeffizienten A und B für eine Konfiguration aufgestellt. Die Konfiguration wird in Phasen 1 bis 4 durch einen invarianten Rumpf, konstante Streckung, Leitwerkshebelarme und Leitwerksvolumenkoeffizienten definiert. In Phase 5 wird die Spannweite konstant gehalten, während die Streckung angepasst wird. Es werden fünf Stützpunkte für die gesuchte Funktion ermittelt, wobei Referenzflügelflächen zwischen 200 m² und 300 m² verwendet werden.

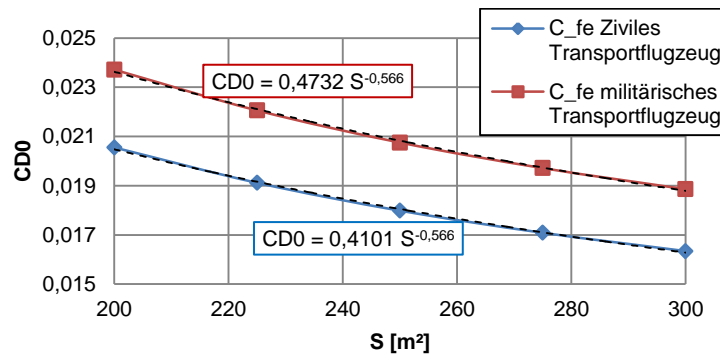


Abbildung 3-5: Potentialfunktionen als Näherung für C_{D0} in Abhängigkeit von S_{ref} ; C_{fe} -Variation für zivile und militärische Konfiguration (Datenquelle: Raymer 2012) mit gleichem S_{wet}/S_{ref}

In Abbildung 3-5 sind zwei Potentialfunktionen als Näherung für den Nullwiderstandsbeiwert einer konventionellen Tiefdeckerkonfiguration darstellt, wobei zwei unterschiedliche Reibungskoeffizienten verwendet werden. Im Gegensatz zu einem Polynomansatz wird durch eine Potentialfunktion eine Extrapolation im begrenzten Rahmen ermöglicht.

3.2.2.3 Ermittlung des Auslegungspunkts für den Reiseflug

Mit der Formel (3-16) wird der Nullwiderstandsbeiwert für jede Referenzflügelfläche und Flächenbelastung beschrieben. Dazu wird die Startmasse mittels der in Kapitel 3.2.1 beschriebenen Abschätzungsmethoden ermittelt.

Die Flächenbelastungen werden als vertikale Linien zusammen mit den Optima der Master-Gleichung im Diagramm in Abbildung 3-6 eingetragen. Die Schnittpunkte jener Kurven, die dieselben Nullwiderstandsbeiwerte aufweisen, entsprechen den optimalen Auslegungspunkten für den Reiseflug. Zur Übersicht sind Funktionen mit gleichen Nullwiderstandsbeiwerten in Abbildung 3-6 mit derselben Farbe versehen. Neben dem Leistungsbedarf lässt sich die Flughöhe ablesen.

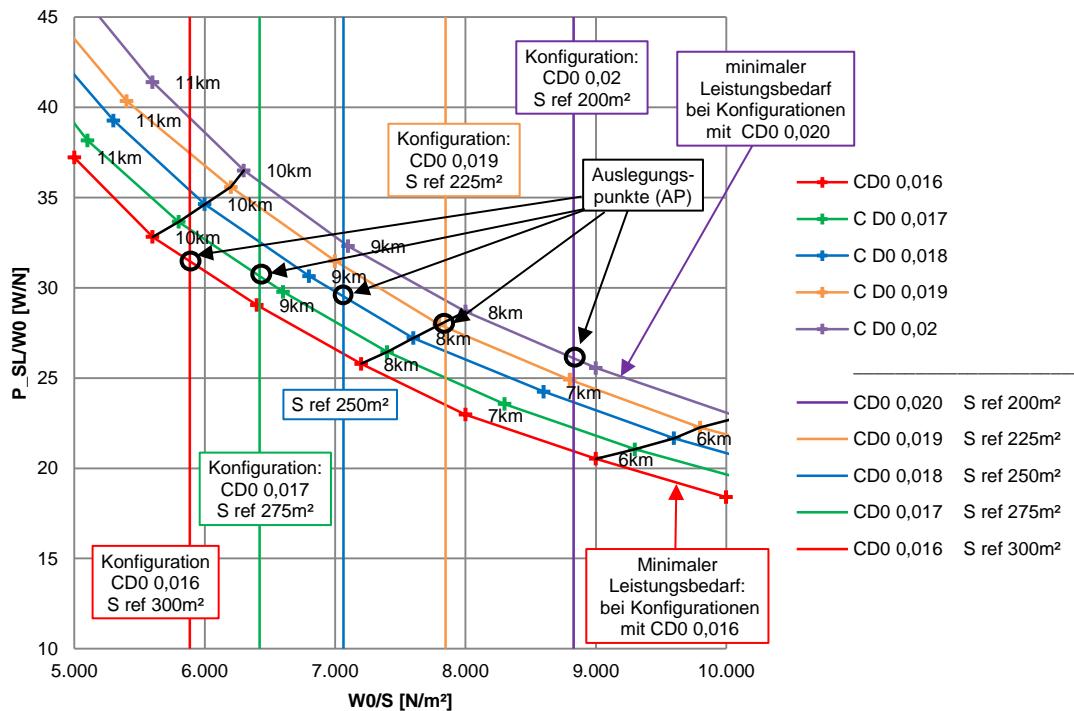


Abbildung 3-6: Ermittlung des Auslegungspunkts für den Reiseflug bzw. Steigflug, V konstant; (Auslegungspunkt für eine Referenzflügelfläche entspricht dem Schnittpunkt zwischen gekrümmten und vertikalen Kurven derselben Farbe)

3.2.2.4 Klassisches Auslegungsdiagramm

In Verbindung mit einem geeigneten Auslegungspunkt für den Reiseflug wird ein Auslegungsdiagramm aufgestellt, welches die Start- und Landerollstrecke, sowie den Steig- und Reiseflug umfasst. (Brandt 2004, S.248) Mit diesen Randbedingungen lässt sich eine geeignete Referenzflügelfläche ermitteln. Für die unterschiedlichen Flugzustände werden aerodynamische Daten zu dem Auftrieb und Widerstand benötigt. Unter Verwendung des folgenden Gleichungssatzes erfolgt eine Bestimmung des Lösungsraums für die jeweilige Konfiguration. Zu berücksichtigen ist, dass Daten für die Flughöhe und den Nullwiderstand aus der vorangegangenen Analyse stammen, sodass das Auslegungsdiagramm kein Ersatz dafür ist, sondern viel mehr iterativ mit dem Verfahren zu verwenden ist.

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{1,44\beta^2}{\alpha\rho C_{L_{max}} g s_{TO}} \left(\frac{W_{TO}}{S}\right) + \frac{0,7C_{D_0}}{\beta C_{L_{max}}} + \mu \quad (3-17)$$

$$\frac{W_{TO}}{S} = \frac{s_L \rho g (\mu \beta C_{L_{max}} + 0.083 C_{D_0})}{1.69 \beta^2} \quad (3-18)$$

Der Start wird durch Formel (3-17), die Landung ohne Schubumkehr durch Formel (3-18) beschrieben. Für übrige Flugzustände wird die „Master Gleichung“ herangezogen.

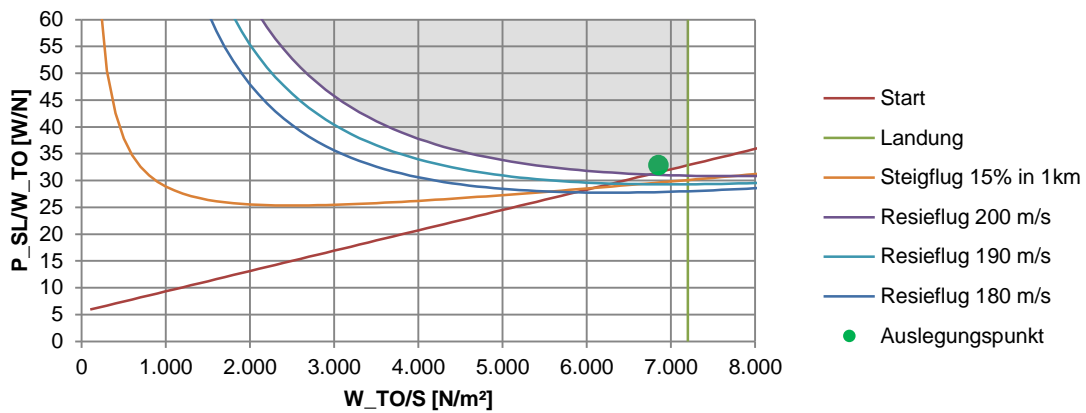


Abbildung 3-7: Beispiel: Auslegungsdiagramm (Lösungsraum: grau)

3.2.3 Aerodynamik

Die aerodynamische Analyse im Rahmen der Arbeit dient dem Zweck, die Auftriebskoeffizienten bei unterschiedlichen Flugzuständen, welche verschiedene Klappenstellungen und Anstellwinkel umfassen, sowie die dazugehörigen Widerstandsbeiwerte zu ermitteln.

Im Vordergrund steht die Analyse der Tragfläche, ausgehend von dem Profil in Verbindung mit ihrem Grundriss. Daraus wird das Auftriebsverhalten der Konfiguration ohne Klappeneinsatz bestimmt, wobei vorausgesetzt wird, dass durch eine aktive Wölbungssteuerung in moderatem Maß die Eigenschaften an den jeweiligen Flugzustand angepasst werden. Der Übergang von der zweidimensionalen Profilgeometrie zu der dreidimensionalen Tragflächenform ermöglicht unter Berücksichtigung der Rumpfform die Ermittlung des induzierten Widerstands. Die Dimensionierung erfolgt auf der Basis von Richtwerten aus der Literatur. (Vgl. Raymer 2012)

Für die Ermittlung des erreichbaren Auftriebs unter Einsatz von Hochauftriebshilfen wird aufgrund der Komplexität der Systeme eine analytische Betrachtung auf semiempirischer Basis verwendet. (Raymer 2012 S.428) Die Dimensionen der Klappen basieren auf Erfahrungswerten unter Berücksichtigung struktureller Aspekte und der minimalen Tankkapazität. Im Rahmen der Analyse werden Klappensysteme unterschiedlicher Komplexität (Raymer 2012, S.428) betrachtet.

Der Nullwiderstand der Grundkonfiguration wird entweder durch die bereit beschriebene äquivalente Wandreibung oder durch den Aufbau auf Komponentenbasis ermittelt. (Raymer 2012 S.430) Hierzu wird das Flugzeug in einer Reihe von Komponenten auf-

gebrochen, deren Widerstandsbeiwerte einzeln berechnet werden. Anschließend wird deren Summe gebildet, wobei Interferenzwiderstände aufgeschlagen werden. Weiterhin werden der Basiswiderstand, die Leckage und Protuberanzen berücksichtigt.

Das Ziel ist die Aufstellung der Auftriebspolaren eines gewölbten (Formel (3-19)) bzw. ungewölbten (Formel (3-20)) Profils für unterschiedliche Flugzustände.

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \quad (3-19)$$

$$C_D = C_{D_{min}} + K \left(C_L - C_{L_{min.drag}} \right)^2 \quad (3-20)$$

Im Rahmen der Arbeit wird vorwiegend die ungewölbte Polare verwendet, da durch die Wölbung im unteren Geschwindigkeitsbereich eine positive Wirkung erzielt wird, so dass der Ansatz hier als konservativ angesehen werden kann. Im Reiseflug wird durch eine aktive Klappenregelung das Profil auf den Zustand des minimalen Widerstands eingestellt.

3.2.3.1 Analyse der Tragfläche

Die Ermittlung der Tragflächeneigenschaften wird in eine Untersuchung der zweidimensionalen und dreidimensionalen Eigenschaften unterteilt. Die zweidimensionale Profilanalyse wird unter Einsatz von „XFOIL 6.96¹²“ durchgeführt. Die Berechnung des Auftriebseiwerts erfordert die Kenntnis des Auftriebsanstiegs, welcher von dem Profil und dem Tragflächengrundriss abhängig ist. (Raymer 2012, p.412)

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \tan^2 \frac{\Lambda_{max,t}}{\beta^2} \right)}} \left(\frac{S_{exposed}}{S_{ref}} \right) (F) \quad (3-21)$$

$$\beta^2 = 1 - M^2 \quad (3-22)$$

$$\eta = \frac{C_{l_\alpha}}{2\pi/\beta} \quad (3-23)$$

$$F = 1,07(1 + d/b)^2 \quad (3-24)$$

¹² Von:Drela, Endurance; MIT Aero & Astro; Youngren, Harold; Aircraft, Inc.

3.2.3.2 Ermittlung des induzierten Widerstands

Die Ausprägung des induzierten Widerstands wird durch den K-Faktor bestimmt. Dieser enthält den Oswaldfaktor e , welcher die Abweichung der Auftriebsverteilung von der widerstandsminimalen, elliptischen Form beschreibt. (Vgl. Raymer 2012, Kap.12) Neben den statistischen Werten aus der Literatur (Vgl. Torenbeek 1982) wird im Rahmen der Arbeit eine Reihe semiempirischer Ansätze verwendet, um den Oswaldfaktor zu ermitteln.

Der folgende Ansatz nach Raymer (2012, S.456) berücksichtigt die Streckung sowie die Pfeilung der Tragfläche. Die Methode ist vergleichsweise konservativ und liefert oberhalb einer Streckung von 10 eine Verschlechterung von L/D_{\max} .

$$K = \frac{1}{\pi A e} \quad (3-25)$$

$$e_{st} = 1,78(1 - 0,45A^{0,68}) - 0,64 \quad (\Lambda_{LE} = 0) \quad (3-26)$$

$$e_{sw} = 4,61(1 - 0,45A^{0,68})(\cos\Lambda_{LE})^{0,15} - 3,1 \quad (\Lambda_{LE} > 30^\circ) \quad (3-27)$$

$$e = \frac{e_{st} - e_{sw}}{30} (\Lambda_{LE} - 30) + e_{sw} \quad (0 > \Lambda_{LE} > 30^\circ) \quad (3-28)$$

Die Methode nach Howe (2000, S.147) berücksichtigt neben den wichtigsten Geometrieparametern der Tragfläche die Machzahl und den Einfluss von Triebwerksgondeln auf der Tragflächenoberseite. Weiterhin weist sie eine deutlich niedrigere Abweichung gegenüber den Referenzwerten von Passagierflugzeugen als die Methode nach Raymer auf. Im Rahmen der Arbeit werden nach Einschätzung des Autors die Ergebnisse dieser Methode um 5% verringert, da sie im Vergleich zu anderen Methoden optimistisch erscheinen.

$$e = \frac{1}{(1 + 0,12M^6) \left(1 + \frac{0,142 + f(\lambda)A \left(\frac{10t}{c}\right)^{0,33}}{\cos^2(\Lambda_{25})} + \frac{0,1(3N_e + 1)}{(4 + A)^{0,8}} \right)} \quad (3-29)$$

$$f(\lambda) = 0,005(1 + 1,5(\lambda - 0,6)^2) \quad (3-30)$$

Bei der Methode nach Nita und Scholz (2012) wird zunächst der theoretische Oswaldfaktor in Abhängigkeit der Zuspitzung und Pfeilung bestimmt. Anschließend werden Korrekturfaktoren aufgeschlagen, die den Rumpfeinfluss, den typenspezifischen Widerstandseffekt und die Kompressibilität berücksichtigen. Da bei der Entwicklung dieser

Methode eine Vielzahl anderer Methoden von Nita und Scholz analysiert worden ist, werden Ergebnisse hoher Genauigkeit erwartet.

$$e = e_{theo} k_{e,F} k_{e,D_0} k_{e,M} \quad (3-31)$$

$$e_{theo} = \frac{1}{1 + f(\lambda - \Delta\lambda)A} \quad (3-32)$$

Die Abhängigkeit von der Zuspitzung wird durch das Polynom (3-33) beschrieben.

$$f(\lambda) = 0,0524\lambda^4 - 0,15\lambda^3 + 0,1659\lambda^2 - 0,0706\lambda + 0,0119 \quad (3-33)$$

$$\Delta\lambda = -0,357 + 0,45e^{-0,0375*\Lambda_{25}} \quad (3-34)$$

$$k_{e,F} = 1 - 2\left(\frac{d_F}{b}\right)^2 \quad (3-35)$$

k_{e,D_0} ist ein statistischer Faktor, der für die Turboprops folgenden Wert annimmt:

$$k_{e,D_0} = 0,804 \quad (3-36)$$

$$k_{e,M} = a_e \left(\frac{M}{M_{comp}} - 1 \right)^{b_e} + 1 \quad (3-37)$$

$$k_{e,M} = 1, M \leq M_{comp} \quad (3-38)$$

Wobei M_{comp} den Wert von 0,3 besitzt und die Kompressibilitätsgrenze markiert.

$$a_e = -0,001521 \quad (3-39)$$

$$b_e = 10,82 \quad (3-40)$$

Vorteilhaft sind der Einfluss der Machzahl und die Tatsache, dass in dem untersuchten Bereich der Streckungen die Ergebnisse gut mit den Daten der existierenden Maschinen korrelieren. (Vgl. Nita, Scholz 2012)

Als letzte Referenz dient der Oswaldfaktor berechnet nach Shevell (1989, S.186), der sich bevorzugt für klassische zivile Konfigurationen eignet. Es werden dabei wenige geometrische Parameter berücksichtigt, sowie der Nullwiderstandsbeiwert als Alleinstellungsmerkmal.

$$e = \frac{\Lambda_{corr}}{\pi A k + \frac{1}{u s}} \quad (3-41)$$

$$\Lambda_{corr} = 1 - 0,02 * A^{0,7} * \Lambda^{2,2} \quad (3-42)$$

$$k = 0,357 * C_{D0} \quad (3-43)$$

$$s = 1 - 1,9316 \left(\frac{d_f}{b} \right)^2 \quad (3-44)$$

$$u = 0,99 \quad (3-45)$$

Eine Reduktion des Ergebnisses von 4% wird von Shevell vorgeschlagen, um den Einfluss des Propellernachlaufs auf die Auftriebsverteilung zu berücksichtigen.

3.2.3.3 Analyse des Hochauftriebs

Der erreichbare Auftriebsbeiwert wird aus den Anteilen der Tragfläche und des Hochauftriebssystems zusammengesetzt. Für die erste Abschätzung des Tragflächenauftriebs werden Profildaten und der Tragflächengrundriss herangezogen. (Raymer, 2012 S.417)

$$C_{Lmax} = 0,9 C_{lmax} \cos \Lambda_{0,25c} \quad (3-46)$$

Der maximale Profilauftriebsbeiwert wird hierbei als der Wert bei dem erreichbaren Anstellwinkel gewählt. Der zusätzliche Anteil des Auftriebs durch die Klappen wird unter Einsatz semiempirischer Formeln nach Raymer (2012, S.428) errechnet.

$$\Delta C_{Lmax} = 0,9 \Delta C_{lmax} \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) \cos \Lambda_{H.L.} \quad (3-47)$$

$$\Delta \alpha_{0L} = (\Delta \alpha_{0L})_{airfoil} \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) \cos \Lambda_{H.L.} \quad (3-48)$$

Die Änderung des Nullanstellwinkels $\Delta \alpha_{0L}$ ist für die Stabilitätsanalyse von Interesse. Die profilbezogenen Auftriebsinkremente unterscheiden sich in Abhängigkeit des Hochauftriebssystems und werden in der Literatur aufgeführt. (Raymer 2012, S.428 Tab. 12.2)

Das Inkrement des Nullwiderstands der Hochauftriebshilfen wird durch Formel (3-49) beschrieben. Der zusätzliche induzierte Widerstand, verursacht durch die signifikante Abweichung von der elliptischen Auftriebsverteilung aufgrund des Klappenausschlags, wird mit Formel (3-50) berechnet. (Raymer 2012, S.464)

$$\Delta C_{D_{0_{flap}}} = F_{flap} \left(\frac{C_f}{C} \right) \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) (\delta_{flap} - 10^\circ) \quad (3-49)$$

$$\Delta C_{D_i} = k_f^2 \left(\Delta C_{L_{flap}} \right)^2 \cos \Lambda_{\bar{c}/4} \quad (3-50)$$

3.2.3.4 Interaktion zwischen Propellerstrom und Tragfläche

Die Interaktion zwischen Propellerstrahl und Tragfläche führt zu einer Erhöhung des Auftriebsbeiwerts sowohl bei Start- und Landung als auch im Reiseflug. Für eine Zugaordnung ist der Effekt mit Formel (3-51) berechenbar. (Roskam 1990)

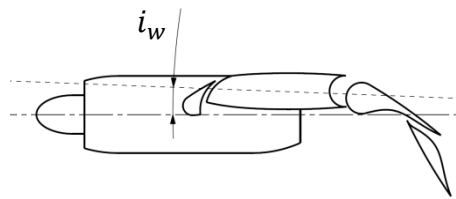


Abbildung 3-8: Konfiguration für die Berechnung des Auftriebsanteils durch die Anströmung der Klappen

$$\Delta C_{L_w} = \sum_1^n \left(\frac{S_{P_i}}{S} \right) C_{L_w} \left[\frac{2200 P_{av_i}}{q V \pi D_{P_i}^2} \right] \quad (3-51)$$

Vereinfachend wird angenommen, dass der Schubvektor und die Flugrichtung parallel seien. Deshalb ist für die Berechnung des zusätzlichen Auftriebs C_{L_w} der Anteil des C_L im Einbauwinkel ausschlaggebend. Während des Starts und der Landung wird das entsprechende C_L durch das Ausfahren der Hochauftriebssysteme vergrößert, was einer Vergrößerung der Profilwölbung entspricht. Zu berücksichtigen ist der entsprechende Schubanteil bei Triebwerksausfall und die betroffenen Klappen. Die Formel (3-51) nach Roskam (1990, S. 287) ist in angloamerikanischen Einheiten zu verwenden.

Die Anwendung der Methode auf diese Weise ist mit großen Unsicherheiten verbunden. Im Vergleich zu den erreichbaren Auftriebsbeiwerten nach Nicolai, Carichner (2010,

S.229) werden Beiwerte konventioneller Flugzeugmuster leicht übertroffen, jene der STOL¹³ Konfigurationen jedoch nicht erreicht.

3.2.3.5 Aufbau des Nullwiderstands basierend auf Komponenten

Der Aufbau des Nullwiderstands nach Komponenten ermöglicht eine Analyse der konfigurationsspezifischen Eigenschaften, was zur gezielten Optimierung eingesetzt wird. Neben der Wandreibung der Komponenten, werden Strömungsablösungen durch die Formfaktoren FF_c in Formeln (3-58) bis (3-60) sowie die Interferenzen durch Korrekturfaktoren Q_c berücksichtigt. Ergänzend zu den Komponenten werden die Anteile des Widerstands von stumpfen Körpern $C_{D_{misc}}$ und durch die Leckage verursachten $C_{D_{L\&P}}$ hinzugerechnet. (Raymer 2012, S.429)

$$(C_{D_0})_{subsonic} = \sum \frac{C_{fe} FF_c Q_c S_{wet_c}}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}} \quad (3-52)$$

Hierbei wird der Reibungswiderstandskoeffizient C_{fe} durch den vorherrschenden laminaren (Formel (3-53)) oder turbulenten (Formel (3-54)) Strömungszustand oder einer Kombination der beiden bestimmt. Die Anteile der Strömung werden aus Erfahrungswerten (Vgl. Raymer 2012) abgeschätzt.

$$C_{f_{lam}} = \frac{1,328}{\sqrt{R}} \quad (3-53)$$

$$C_{f_{turb}} = \frac{0,455}{(\log_{10} R)^{2,58} (1 + 0,144M^2)^{0,65}} \quad (3-54)$$

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (3-55)$$

Im Falle einer rauen Oberfläche steigt der C_{fe} Faktor stärker an, als durch die genannten Formeln beschrieben, was durch die Einführung einer fiktiven Reynolds-Zahl Re_{cutoff} korrigiert wird. (Raymer 2012, S.434) Die niedrigere der Zahlen Re bzw. Re_{cutoff} ist für den Umschlag der Strömung ausschlaggebend.

$$Re_{cutoff_{lam}} = 38,21 \left(\frac{l}{k}\right)^{1,053} \quad (3-56)$$

$$Re_{cutoff_{turb}} = 44,62 \left(\frac{l}{k}\right)^{1,053} M^{1,16} \quad (3-57)$$

¹³ Short Takeoff and Landing (Dt.: Kurzstart- und Landefähigkeit)

Die Verwendung von Faserverbundmaterialien ermöglicht eine besonders glatte Oberfläche mit einem Rauheitsfaktor k von $0,52 \mu\text{m}$, während eine glatte Farboberfläche den Wert von $6,34 \mu\text{m}$ aufweist. (Vgl. Raymer 2012 S.435).

Bei den Formfaktoren wird zwischen flachen Körpern, dem Rumpf und den Gondeln unterschieden. Durch moderne Auslegungsmethoden werden niedrigere Widerstandsbeiwerte als mit Handbuchmethoden erreicht, wodurch die ermittelten Formbeiwerte um 10-20% reduziert werden können. (Raymer 2012 S.435-437) Diese Maßnahme wird ausschließlich in letzten Phasen verwendet, um während des Entwurfs eine Sicherheitsmarge beizubehalten.

$$FF_{wings} = \left[1 + \frac{0,6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] [1,34M^{0,18}(\cos\Lambda_m)^{0,28}] \quad (3-58)$$

$$FF_{fuselage} = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (3-59)$$

$$FF_{nacelle} = 1 + \left(\frac{0,35}{f} \right) \quad (3-60)$$

$$f = \frac{l}{d} = \frac{l}{\sqrt{\left(\frac{4}{\pi}\right) A_{max}}} \quad (3-61)$$

Der Interferenzwiderstand zwischen den Komponenten ist vor allem im Bereich der Triebwerksgondeln zu berücksichtigen, wo er bis zu 50% betragen kann. Für die übrigen Werte sei auf die Literatur verwiesen. (Raymer 2012 S.438)

Aerodynamisch unsaubere Komponenten wie das Fahrwerk werden durch eine Widerstandsfläche D/q berücksichtigt, wobei komponentenspezifische $C_{D_{rmc}}$ Beiwerte der Literatur (Vgl. Raymer 2012 S.442) entnommen werden.

$$C_{D_{rmc}} = \left[\frac{D/q}{A_{frontal}} \right] \left(\frac{A_{frontal}}{S_{ref}} \right) \quad (3-62)$$

Weiterhin ist der Widerstand des Hecks von Interesse. Bei einem Einzugswinkel von maximal 20° ist der folgende Zusammenhang anwendbar, wobei „ u “ der Winkel zwischen der Referenzachse des Flugzeugs und des Hecks ist.

$$\frac{D}{q_{upsweep}} = 3,83u^{2,5}A_{max} \quad (3-63)$$

Eine kaum abschätzbare Größe ist der Basiswiderstand, da die entsprechende Fläche A_{base} unbekannt ist. Im Unterschall lässt sich der Anteil wie folgt ermitteln. (Raymer 2012 p.440)

$$\left(\frac{D}{q}\right)_{base} = [0,139 + 0,419(M - 0,161)^2] \cdot A_{base} \quad (3-64)$$

Der Leckage-Widerstand beschreibt den Widerstandsanteil, der durch das Einsaugen und Ausblasen von Luft in Spalten und dergleichen verursacht wird. Sein Beitrag wird für Transportflugzeuge mit 5% abgeschätzt. (Raymer 2012, S.444)

3.2.4 Flugmechanik

Eine eingehende Untersuchung der flugmechanischen Eigenschaften ermöglicht zum einen, die Grenzen des fliegbaren Bereichs in Abhängigkeit von Parametern wie der Schwerpunktlage und des Klappenausschlags zu bestimmen. Zum anderen dient sie einer fortgeschrittenen Analyse des Hochauftriebs, da hierbei der Auftrieb der Gesamtkonfiguration in Abhängigkeit des Flugzustands erfolgt.

Im Rahmen der Arbeit wird die statische Stabilität analysiert und die Dynamik aufgrund der Komplexität zunächst vernachlässigt. Grundsätzlich wird die „stick-fixed“-Stabilität betrachtet, bei welcher der Ruderausschlag im jeweiligen Flugzustand konstant bleibt. (Vgl. Raymer 2012, S.635) Da bei der vorliegenden Flugzeuggröße eine hydraulische bzw. elektrische Steuerung der Ruder und Klappen erfolgt, ist die Annahme zulässig. Die Analyse umfasst die Nickstabilität nach Raymer (2012, S.604-626) mit der Multhopp Methode nach Pamadi (2004, S.169-173) für den Rumpfeinfluss. Abschließend wird die laterale Stabilität nach Nicolai, Carichner (2010, S.594-595) betrachtet.

3.2.4.1 Nickstabilität

Um die Ruderstellungen für den getrimmten Zustand zu ermitteln, wird der Nickmomentbeiwert $C_{m_{cg}}$ auf null zurückgeführt.

$$C_{m_{cg}} = C_L(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_w} + C_{m_{w\delta f}}\delta f + C_{m_{fus}} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_h}(\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) - \frac{T}{qS_w} \bar{Z}_t + \frac{F_p}{qS_w}(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_p) \quad (3-65)$$

Die Beiwerte der Komponenten werden auf unterschiedliche Weise ermittelt. Während für den Einfluss des Höhenleitwerks $\eta_h(S_h/S_w)$ Graphen vorliegen, wird $C_{m_{fus}}$ mittels Multhopp-Methode präziser untersucht. Der Einfluss des Antriebssystems auf die Stabilität wird in den meisten Fällen vernachlässigt, da die Schubachse nahe der Rumpfmittle

liegt. Außerdem ist vorliegende Methode für die große Zahl der Propellerblätter voraussichtlich ungeeignet. Stattdessen werden die Leitwerksvolumenkoeffizienten Vergrößert.

Die Lage des Neutralpunkts ist für die Ermittlung des Stabilitätsmaßes erforderlich. Dabei bestehen komplexe Zusammenhänge zwischen den einzelnen Komponenten, deren Ermittlungsmethoden nur grobe Abschätzungen ermöglichen. (Vgl. Raymer 2012, S.600)

$$\bar{X}_{np} = \frac{C_{L\alpha} \bar{X}_{acw} - C_{m_{\alpha fus}} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{Lh} \frac{\delta\alpha_h}{\delta\alpha} \bar{X}_{ach} + \frac{F_{p\alpha}}{qS_w} \frac{\delta\alpha_p}{\delta\alpha} \bar{X}_p}{C_{L\alpha} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{Lh} \frac{\delta\alpha_h}{\delta\alpha} + \frac{F_{p\alpha}}{qS_w}} \quad (3-66)$$

Das Stabilitätsmaß „SM“ ist die Referenz für die Beschreibung der Stabilitätseigenschaften und ist für eine eigenstabile Konfiguration positiv.

$$SM = (\bar{X}_{np} - \bar{X}_{cg}) = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \quad (3-67)$$

Für nähere Auskunft bezüglich der Ermittlung der Derivativa der einzelnen Komponenten sei auf die genannte Literatur verwiesen.

Bei der Analyse der Stabilität ist zunächst die erlaubte Schwerpunktlage zu ermitteln. Die vorderste Schwerpunktlage im Flug wird berechnet, indem die Maschine bei V_{TO} mit voll ausgefahrenen Klappen und dem maximalen Auftriebsbeiwert geflogen wird. Dabei wird das Höhenleitwerk um -10° getrimmt und das Höhenruder um -20° ausgeschlagen. Der Einfluss der Triebwerke ist destabilisierend, sodass seine Vernachlässigung unkritisch ist.

Die Steuerbarkeitsgrenze markiert die hinterste Schwerpunktlage. Sie wird als das minimale Stabilitätsmaß für Transportflugzeuge aus der Literatur (Raymer 2012, S.607) entnommen. Durch einen niedrigen Bedarf am Leitwerksabtrieb wird der Gesamtwiderstand im Reiseflug reduziert.

3.2.4.2 Richtungsstabilität

Die Richtungsstabilität einer klassischen Konfiguration wird durch das Seitenleitwerk dominiert. Für die Analyse wird das dimensionslose laterale Momentengleichgewicht (3-68) verwendet. (Nicolai, Carichner 2010) Das Derivativ der Giermomentenbeiwerts $C_{n\beta}$ nimmt typische Werte für unterschiedliche Konfigurationen an. (Vgl. Raymer 2012, S.632)

$$C_n = -\frac{l_f L_f}{q_\infty S_{ref} b} + \frac{l_{VT} S_{VT} q_{VT}}{b S_{ref} q_\infty} C_{L\alpha_{VT}} \beta_{VT} + \frac{N_{power}}{q_\infty S_{ref} b} + \frac{N_{wing}}{q_\infty S_{ref} b} \quad (3-68)$$

Unter Voraussetzung einer symmetrischen Triebwerksanordnung bei einem einseitigen Triebwerksausfall (OEO) wird die vereinfachte Formel (3-69) nach Nicolai, Carichner (2010) verwendet. Dabei wird D_e als Widerstand des ausgefallenen Triebwerks und T als Schub des dazu symmetrischen Triebwerks verstanden. Die Forderung besteht darin, dass der Seitenruderausschlag δr bei einem Winkel von maximal 20° ein Momentengleichgewicht erzeugt.

$$C_n = 0 = -\frac{T + D_e}{q_\infty S_{ref} b} + C_{n\delta r} \delta r \quad (3-69)$$

Weiterhin wird der Fall eines Querwinds auf der Startbahn betrachtet. Hierbei hat das Seitenruder ein ausreichendes Moment bei $\beta=11,5^\circ$ und einer Geschwindigkeit von $0,2V_{TO}$ bei einem Ausschlag von 20° zu liefern. (Nicolai, Carichner 2010)

$$C_n = 0 = C_{n\beta} \beta + C_{n\delta r} \delta r \quad (3-70)$$

3.2.5 Sonstige Analysen

Die Analyse der „Balanced Field Length“ (BLF), der Startstrecke nach FAR 25, basiert auf einer Zusammenstellung der Segmente der Startphase. (Raymer 2012, S.688) Bei der Berechnung wird ein Triebwerksausfall simuliert, wobei die Bodenrollstrecke die Strecke vor dem Triebwerksausfall, die Strecke nach dem Ausfall und eine 3 s andauernde Rotation umfasst. Durch den Einsatz von Klappen wird ein relativ großer C_L -Wert während des Rollvorgangs berücksichtigt, was zusätzlichen Widerstand erzeugt.

Bei der Landestrecke gemäß FAR 25 werden eine Hindernishöhe von 35 ft und ein Anflugwinkel von 3° betrachtet. Der Schub während des Anflugs wird angepasst, um den Flugpfad einzuhalten. Die Landemasse wird mit 90% der Startmasse angenommen. Diese Berechnung wird ohne Berücksichtigung der Schubumkehr durchgeführt. Für operationellen Einsatz wird sie mit 60% des Vorwärtsschubs berücksichtigt. Weiterhin sind Anflugwinkel von 7° denkbar. (Vgl. Raymer 2012, Kap.17)

Die kritische Flugmachzahl lässt sich nach Brandt (2004 S. 385) mit folgender Formel ermitteln.

$$M_{crit} = 1,0 - 0,065 \left(100 \frac{t_{max}}{c} \right)^{0,6} \cos^{0,6} \Lambda_{LE} \quad (3-71)$$

3.3 Triebwerksmodellierung

Das Triebwerksmodell hat den Zweck, eine Aussage über die bereitgestellte Leistung und den Schub zu machen. Weiterhin ist es für die Dimensionierung der Luftschrauben, sowie der Gondeln und der Triebwerksmasse notwendig.

3.3.1 Leistungs- und Schubmodellierung in Phasen 1 bis 4

Die Leistung wird zunächst nach Formel (3-72) in Abhängigkeit der Dichte berechnet, wobei der Machzahleinfluss unberücksichtigt bleibt.

$$P = P_{SL}\sigma = P_{SL}\left(\frac{\rho}{\rho_{SL}}\right) \quad (3-72)$$

Das Schubmodell nach Formel (3-73) beinhaltet den Geschwindigkeitseinfluss und den Propellerwirkungsgrad. (Brandt 2004 S.186)

$$T = \frac{P_e\eta_p}{V} = \frac{P_{eSL}\eta_p}{V} \frac{\rho}{\rho_{SL}} \quad (3-73)$$

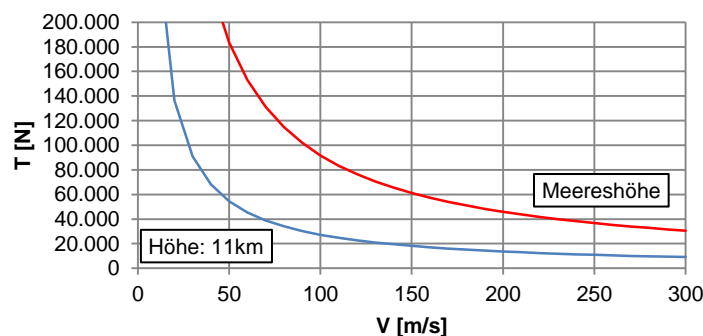


Abbildung 3-9: Zusammenhang zwischen Schub und Geschwindigkeit und Flughöhe; η_p konstant

Da das Modell eine Singularität bei $V=0$ aufweist, werden Annahmen oder empirische Zusammenhänge bezüglich des Standschubs (Vgl. Raymer 2012, S.499; Howe 2000, S.70) verwendet.

Der Vergleich zwischen der berechneten Leistung im Reiseflug und den Daten des D-27 Triebwerks in Abbildung 3-10 zeigt, dass das Modell die Leistung unterschätzt. Da hierdurch die errechnete Startleistung im Rahmen des Entwurfs vergleichsweise groß

ist, kann die Auslegung für die Reisefluggeschwindigkeit mit diesem Modell als konservativ angesehen werden. Vorteilhaft ist die einfache Handhabung der Formel.

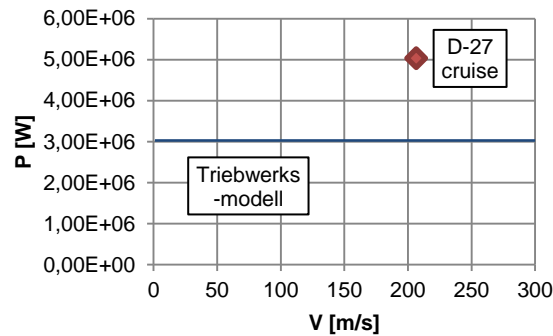


Abbildung 3-10: Vergleich des Triebwerksmodell mit realen Triebwerksdaten des D-27 im Reiseflug; Höhe: 11 km; Machzahl: 0,7

3.3.2 Ermittlung des Propellerwirkungsgrades

Der Parameter η_p wird über empirische Formeln (3-75) bis (3-81) in Abhängigkeit der Luftschraubengeometrie ermittelt, wobei Korrekturen hinsichtlich des Einbaus erfolgen. Der Wirkungsgrad berücksichtigt neben dem maximalen Wirkungsgrad η_{free} nach Howe (2000, S.68) den Anteil der Blockage durch die Gondel, welche mittels Korrektur des Advance Ratio¹⁴ J zu $J_{corrected}$ nach Raymer (2012 S.500) erfolgt. Es wird eine Machzahlkorrektur verwendet, sofern die Blattspitzen eine Machzahl von 0,89 erreichen. Weiterhin wird der zusätzliche Anteil an dem Reibungswiderstand bei der Zusanordnung der Luftschrauben errechnet, was zu dem $\eta_{p_{corrected}}$ führt, das bei der Leistungsanalyse letztendlich verwendet wird.

$$J = V/nD \quad (3-74)$$

$$0,4 < J < 1,0 \quad \eta_{free} = 0,82J^{0,4} \quad (3-75)$$

$$J \geq 1,0 \quad \eta_{free} = 0,82J^{0,16}/10^j \quad (3-76)$$

$$j = 0,3 \log(J)^{2,4} \quad (3-77)$$

$$J_{corrected} = J(1 - 0,329S_c/D^2) \quad (3-78)$$

¹⁴ Dt. Fortschrittsgrad

S_c ist dabei die Widerstandsfläche unmittelbar hinter der Luftschraube.

$$\eta_{P_{corrected_M}} = \eta_p - (M_{tip} - 0,89) \left(\frac{0,16}{0,48 - 3 (t/c)_{prop}} \right) \quad (3-79)$$

$$M_{tip} = \sqrt{V^2 + (\pi D)^2} / a \quad (3-80)$$

$$\eta_{p_{effective}} = \eta_p \left[1 - \frac{1,558}{D^2} \frac{\rho}{\rho_0} \sum (C_{fe} S_{wet})_{washed} \right] \quad (3-81)$$

$$C_{fe} = 0,004 \quad (3-82)$$

Die Berechnung des Wirkungsgrads erfolgt für die Betriebspunkte Start bzw. Landung und Reiseflug. Die betroffenen Flächen im Nachlauf S_{wet} werden für jede Luftschraube gesondert ermittelt. Anschließend wird ein nach Formel (3-81) der effektive Wirkungsgrad gebildet. Durch die Blattverstellung lässt sich der ermittelte Wirkungsgrad für ähnliche Flugzustände verwenden.

In einem direkten Vergleich mit der physikalisch begründeten Impulstheorie nach Roskam et al. (2008) in Abbildung 3-11 weist die Methode nach Howe (2000) eine optimistische Einschätzung im unteren Geschwindigkeitsbereich auf. Im Reiseflug ist dagegen eine realistische Aussage möglich. In Phase 5 des Entwurfsprozesses wird eine Kombination der beiden Methoden verwendet, wobei der jeweils niedrigere Wert übernommen wird.

Für die Abschätzung des Propellerdurchmessers und der Blattzahl werden empirische Formeln nach Raymer (2012, S.315), Howe (2000) und historische Daten verwendet. Die Drehzahl wird durch die Verwendung einer Blattspitzenmachzahl von unter 0,72 festgelegt, um Lärmemissionen zu beschränken. (Roskam et al. 2008 S.291)

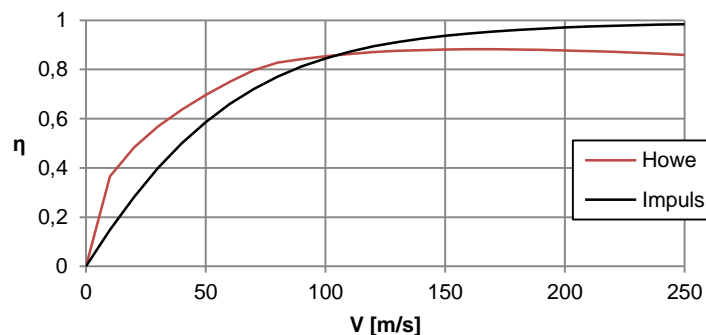


Abbildung 3-11: Exemplarischer Wirkungsgrad der freien Luftschraube in Abhängigkeit der Geschwindigkeit nach Howe und nach der inkompressiblen Impulstheorie

3.3.3 Anpassung des realen Leistungsverlaufs an die Machzahl

Um die Diskrepanz zwischen den Daten realer Triebwerke und dem Leistungsmodell zu verringern, wird eine Methode eingesetzt, die am Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme der Technischen Universität München verwendet wird. Dazu wird die Ansatzfunktion (3-83) für die Leistung in Abhängigkeit des Dichteverhältnisses und der Machzahl eingeführt.

$$\alpha = \sigma^n(1 - aM^c) \tag{3-83}$$

$$\alpha = P/P_{SL} \tag{3-84}$$

Um die Koeffizienten der Funktion zu bestimmen, werden Daten des Allison T56-A-15 Triebwerks verwendet (Nicolai, Carichner 2010, S.803). Der Geschwindigkeitsbereich reicht bis 500 kts. Hierzu werden drei Kurven in 10.000 ft, 20.000 ft und 36.000 ft aufgetragen und die Werte von n, a und c iterativ angepasst. Das Ergebnis ist in Abbildung 3-12 dargestellt, wobei schwarze Kurven die Originaldaten und rote das Modell darstellen. Die machzahlabhängige Krümmung der Kurven variiert mit der Höhe und wird durch den Parameter a nach Formel (3-85) beschrieben. Untersuchungen zeigen, dass eine lineare Abhängigkeit von 1/σ den Verlauf der Kurven zufriedenstellend wiedergibt, wobei m und k konstant bleiben.

$$a = m/\sigma + k \tag{3-85}$$

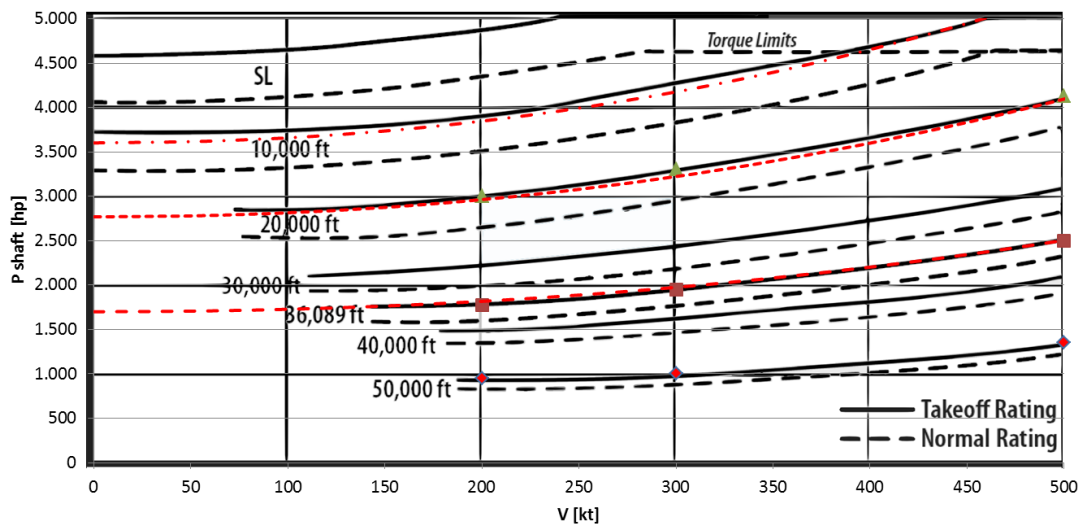


Abbildung 3-12: Anpassung der Funktion für die machzahlabhängige Triebwerksleistung (Wellenleistung; Originalkurven: schwarz; Modellkurven: rot) (Datenquelle: Nicolai, Carichner 2010, S.803)

$$\alpha = \sigma^{0.82}(1 - aM^{2,1}) \quad (3-86)$$

$$a = -\frac{0.74}{\sigma} + 0.8787 \quad (3-87)$$

Die Formeln (3-86) und (3-87) stellen das neue Triebwerksmodell dar. Es ist erkennbar, dass die Leistungsverlust infolge der Dichteabnahme geringer ausfällt als bei dem Standardmodell. Der Exponent über σ sinkt von 1 auf 0,82 gegenüber dem Modell aus Kapitel 3.3.1.

Da das Modell auf Daten der Wellenleistung basiert, ist eine Anwendung auf die äquivalente Leistung mit Ungenauigkeiten verbunden. Weil durch die Formel (3-86) der Verlauf der Leistung in Abhängigkeit der Dichte und Machzahl beschrieben wird, ist die Verwendung beider Werte möglich. Durch den geringen Beitrag des Kerntriebwerks zum Gesamtschub (Vgl. Bräunling 2009) wird eine geringe Abweichung erwartet.

In Abbildung 3-13 werden Daten des D-27 Triebwerks mit 10,3 MW äquivalenter Startleistung als Eingabeparameter verwendet. Die machzahlabhängige Leistungssteigerung wird in niedriger Höhe auf das Niveau der Startleistung begrenzt. Die Analyse führt zu einer Leistung von 4,94 MW bei $M=0,7$ in 11 km Höhe, was den 5,033 MW des realen Triebwerks ausreichend nahe kommt.

Die vorgestellte Methode kommt in Phase 5 zum Einsatz, um die finale Konfiguration auszulegen.

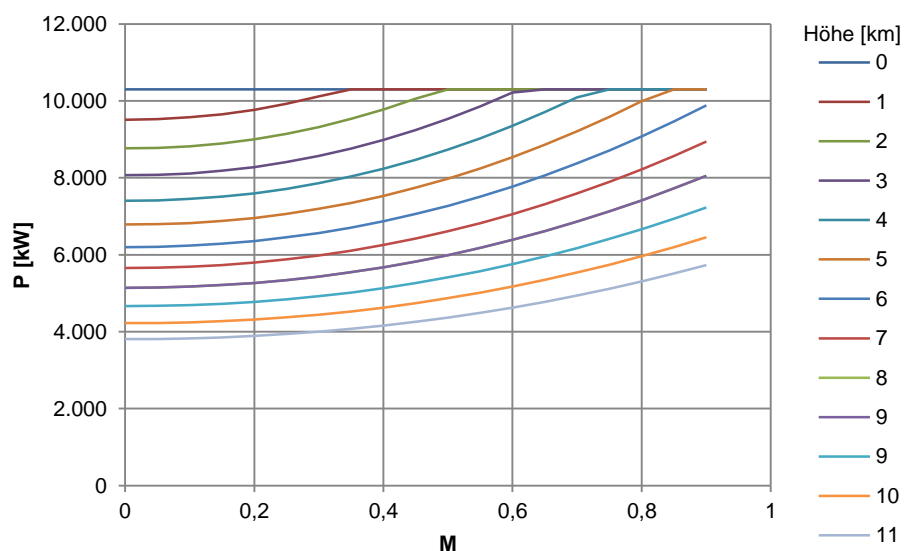


Abbildung 3-13: Verlauf der rekonstruierten Leistungskurven des D-27 Triebwerks in Höhen bis 11 km.

Die Triebwerksgröße und Masse werden unter Einsatz der Skalierungsmethoden nach Raymer (2012, S.323) ermittelt, indem die Parameter des D-27 Triebwerks als Referenz verwendet werden.

4 Konzeptstudien

Dieses Kapitel umfasst eine Machbarkeitsstudie zur Ermittlung der Massen bei unterschiedlicher Nutzlast und aerodynamischen Parametern. Weiterhin werden Konfigurationsmerkmale wie Triebwerkszahl und Tragflächenanordnung in Abhängigkeit der Eigenschaften des Turboprop-Antriebs festgelegt.

4.1 Vergleich der Parameter unterschiedlicher Muster

Während der Großteil der Flugzeugmuster in Abbildung 4-1 ein ausgewogenes Verhältnis zwischen der Passagierzahl und der Reichweite aufweist, weicht der Auslegungsbereich der hier zu entwickelnden Maschine deutlich von dem üblichen Trend ab. Nur die Boeing 747 Domestic (Boeing 2002) nimmt eine größere Passagierzahl trotz einer kürzeren Reichweite auf.

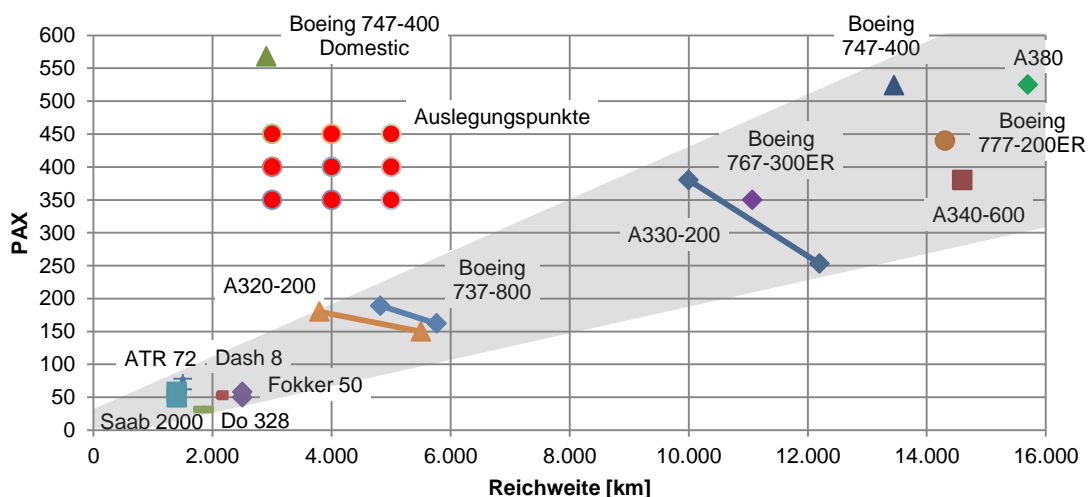


Abbildung 4-1: Zusammenhang: Passagierkapazität und Reichweite (Datenquellen in Tabelle A-3)

Entsprechend der Marktanalyse in Kapitel 2.2.2, variiert die durchschnittliche Frachtmass in Abhängigkeit der Region. Bei Reichweiten bis 3.000 km werden bis zu 6,4 t, bei 5.000 km bis 11,3 t im Durchschnitt transportiert. Im Rahmen der Machbarkeitsstudie werden deshalb Frachtmassen zwischen 5 t und 15 t analysiert.

4.2 Machbarkeitsstudie

Um die ersten Konfigurationsparameter festzulegen, wird die statistische Abschätzmethode, beschrieben in Kapitel 3.2.1.1, verwendet, mit dem Ziel die Startmasse,

die Leermasse und den Treibstoffbedarf zu ermitteln. Daraus werden durch den Vergleich mit existierenden Mustern eine sinnvolle Triebwerkszahl und Referenzflügelfläche abgeleitet. Weiterhin wird eine Basis für eine Präzisierung der technischen Anforderungsdefinition geschaffen.

Als Randbedingungen der Standardmission werden zunächst die Geschwindigkeit von 194,4 m/s, das L/D von 16, ein η_p von 80% und C_{power} von $8,5E-8$ kg/J verwendet. Die Zeit für die Warteschleife beträgt 45 min bei einer Geschwindigkeit von 100 m/s. Eine Reserve von 6% des gesamten Treibstoffvolumens wird berücksichtigt. Alle anderen Werte sind der Literatur (Raymer 2012) entnommen. Aufgrund der Unsicherheit hinsichtlich der Eingabeparameter werden sie im Rahmen von Studien variiert.

Durch die Verwendung verschiedener statistischer Ansätze für das Leermassenverhältnis W_e/W_0 werden unterschiedliche Startmassen erreicht. Die Leermassenverhältnisse von viermotorigen Turboprops in Tabelle A-2 liegen zwischen 0,48 und 0,62. Durch Faserverbundwerkstoffe, welche zunehmend in zivilen Flugzeugen eingesetzt werden (Baker et al. 2004), wird eine Verringerung der Strukturmasse erwartet. Deswegen werden sowohl der konservative Ansatz für zweimotorige Turboprops als auch der optimistische für strahlgetriebene Transportflugzeuge im Rahmen des Vorentwurfs verwendet.

Tabelle 4-1: W_0 [kg]; W_e/W_0 : Twin Turboprop (Composite); $L/D=16$; $\eta=0,8$;

$$C_{power} = 8,5E-8 \text{ kg/J}$$

Reichweite 3.000 km					
Fracht [kg] / PAX	300	350	400	450	500
5.000	138.212	156.243	174.113	191.842	209.447
10.000	155.394	173.270	191.006	208.616	226.115
15.000	172.428	190.169	207.785	225.290	242.693
Reichweite 4.000 km					
Fracht [kg] / PAX	300	350	400	450	500
5.000	167.489	188.963	210.214	231.272	252.159
10.000	187.952	209.213	230.280	251.174	271.916
15.000	208.212	229.287	250.189	270.938	291.549
Reichweite 5.000 km					
Fracht [kg] / PAX	300	350	400	450	500
5.000	207.983	234.035	259.771	285.232	310.452
10.000	232.810	258.560	284.033	309.263	334.278
15.000	257.348	282.833	308.075	333.099	357.929

Bereits mit den konservativen Ansätzen hinsichtlich des Treibstoffverbrauchs und des Leermassenverhältnisses in Tabelle 4-1 werden Startmassen von 140 t bei niedriger Zuladung erreicht, was den Daten der Muster An-70 oder A400M (Vgl. Jackson et al. 2003) nahe kommt. Bei mittlerer Zuladung bzw. größerer Reichweite werden Werte um die 190 t erreicht, was der maximalen Startmasse der Tu-114 von 187,8 t nahe kommt (Vgl. Kreuzer 1999). Hierdurch ist die Machbarkeit des Konzepts bereits unter Rückgriff auf existierende Technologien erwiesen.

Die Verwendung des W_e/W_0 -Verhältnisses für strahlgetriebenen Flugzeuge in Tabelle 4-2 führt zu niedrigeren Startmassen. Deswegen ist davon auszugehen, dass eine Maschine mit einer konventionellen viermotorigen Anordnung realisierbar ist. Dies stellt eine erprobte Lösung moderater Komplexität dar, wofür die Handbuchmethoden bevorzugt geeignet sind.

Tabelle 4-2: W_0 [kg]; W_e/W_0 : Jet Transport (Composite); $L/D=16$; $\eta=0,8$;

$$C_{power}=8,5E-8\text{kg/J}$$

Reichweite 3.000 km					
Fracht [kg] / PAX	300	350	400	450	500
5.000	125.060	141.350	157.480	173.490	189.390
10.000	140.580	156.720	172.740	188.640	204.440
15.000	155.960	171.980	187.890	203.690	219.410
Reichweite 4.000 km					
Fracht [kg] / PAX	300	350	400	450	500
5.000	148.530	167.570	186.410	205.090	223.610
10.000	166.670	185.530	204.210	222.740	241.140
15.000	184.640	203.330	221.870	240.270	258.550
Reichweite 5.000 km					
Fracht [kg] / PAX	300	350	400	450	500
5.000	179.570	202.130	224.430	246.500	268.370
10.000	201.070	223.380	245.460	267.340	289.030
15.000	222.330	244.420	266.310	288.010	309.540

Neben dem Leermassenverhältnis werden Einflüsse des spezifischen Treibstoffverbrauchs C_{power} und L/D_{cruise} -Verhältnisses betrachtet. Bei einer Steigerung des L/D von 12 auf 18 bei 400 Passagieren und 3.000 km Reichweite beträgt die Massenreduktion nach Abbildung 4-2 16,6%. Der Einsparungseffekt wird bei zunehmender Reichweite verstärkt. Weiterhin wird der Massezuwachs in Abhängigkeit des Treibstoffverbrauchs in Abbildung 4-3 betrachtet.

Als Maß für die Effizienz wird der Treibstoffverbrauch pro 100 Passagierkilometer in Abhängigkeit des spezifischen Verbrauchs in Abbildung 4-4 aufgetragen. Für die Konkurrenzfähigkeit gegenüber Großraummaschinen wird ein Verbrauch von unter 3 l/100 PAXkm¹⁵ angestrebt, wodurch ein deutlich niedrigeres C_{power} , als der von Raymer (2012) empfohlene Wert von 8,5E-8 kg/J benötigt wird.

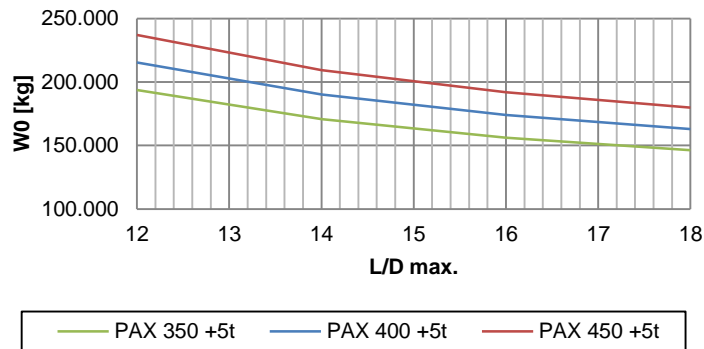


Abbildung 4-2: Einfluss des L/D max. Verhältnisses auf die Startmasse (PAX 400; Fracht 5t R=3.000km)

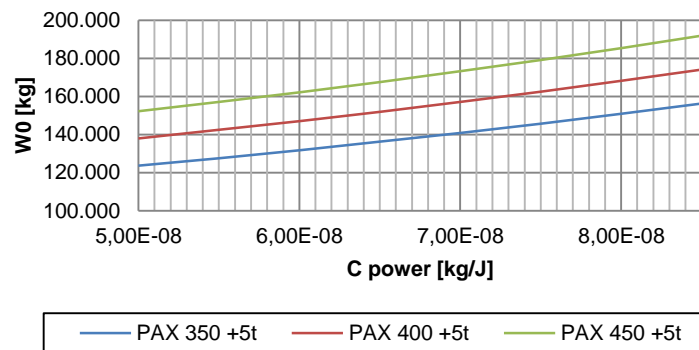


Abbildung 4-3: Einfluss des spezifischen Treibstoffverbrauchs auf die Startmasse (L/D=16, R=3.000km)

¹⁵ Der Wert von 2,9 l/100PAXkm wird laut Lufthansa mit Airbus A350-900 und Boeing 777-9X auf Langstreckenflügen erreicht (Schädler/Meier 2013)

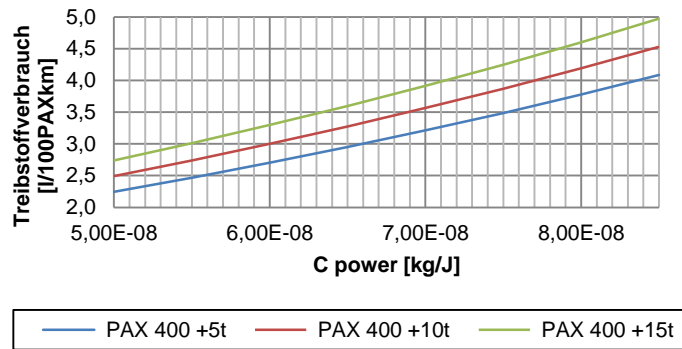


Abbildung 4-4: Treibstoffverbrauch pro 100PAXkm bei voller Auslastung in Abhängigkeit des spezifischen Treibstoffverbrauchs und der Frachtmasse

4.3 Erstellung und Bewertung potentieller Konfigurationen

Im Rahmen des Vorentwurfs werden ausgewählte Konfigurationsmerkmale anhand von quantifizierbaren Kriterien bewertet. Die Merkmale umfassen unterschiedliche Positionen der Tragfläche, Anordnung der Propeller und Triebwerke, die Konfiguration und Größe von Propellern, Konfiguration des Rumpfs und des Leitwerks. Ihr positiver bzw. negativer Einfluss auf verschiedene Kriterien wird mittels einer Skala von +10 bis -10 mit Intervallen von 5 bewertet. Jedes Kriterium wird außerdem mit einer Gewichtung von 1 bis 3 versehen. Zu beachten ist, dass die Merkmale einzeln bewertet werden und eine Interaktion zwischen diesen zunächst unberücksichtigt bleibt.

Tabelle 4-3: Analyse unterschiedlicher Merkmale für die Vorauswahl

	Hochdecker	Mitteldecker	Tiefdecker	Zugpropeller	Druckpropeller	Gondel auf dem Flügel	Gondel unter dem Flügel	Gondel über dem Flügel (Pylon)	Gondel unter dem Flügel (Pylon)	Eine Drehrichtung der Propeller	Gegenläufige Propeller	Tragflächenseitige Triebwerksmontage	Rumpfsseitige Triebwerksmontage	Isolierung	langsam drehende Luftschrauben	Kleine hoch drehende Propeller	Kreisquerschnitt	Elliptischer Querschnitt	Doppelkreisquerschnitt	Ein Deck	Zwei Decks	Konventionell	Kreuzleitwerk	T-Leitwerk	H-Leitwerk	Doppel-Leitwerk	Gewichtung
Bodenfreiheit	10	0	-10	5	0	5	0	10	0																		2
Laderaumvolumen (auch Passagierkabine)	5	-5	5											-5	5		0	5	10								2
Einfacher Einstieg / Zuladung	10	5	0																-5		-5						2
Kundenakzeptanz	-5	0	5																								3
Verringerung Strukturgewicht	-5	5	5																								3
Hochauftrieb	10	5	5	10	0																						2
Auftriebsverteilung				-5	5	-5	0	0	5					-5	5												2
Lärm Innen					5									5													2
Lärm Außen					-10										5												1
Propellerwirkungsgrad				5	-5										5	-5											3
Schadensrisikominimierung	10	5	0	5	-5	5	-5	10	-5						5												1
Fahrwerkshöhe	10	5	0	5	0	5	-5	10	-10					5	-5	5											3
Verringerung Bodeneffekt	10	5	0																								1
Passagierzuladung	5	0	10														0	5	10		5						2
Aerodynamischer Widerstand	5	10	5	5	10	-5	5	5	5									-5	-5			5	0	5	-5	-5	3
Leitwerkwirkungsgrad																						0	5	10	0	0	2
Ergebnis	120	60	70	70	20	20	10	45	-40	0	15	15	15	-5	-5	15	15	10	25	15	0	30	10	35	-15	-15	

Die Analyse ist in Tabelle 4-3 zusammengefasst, wobei die jeweils höchste Wertung hervorgehoben ist. Als Ergebnis ist festzuhalten, dass jene Merkmale, die eine große Bodenfreiheit der Luftschauben bei geringer Fahrwerkshöhe aufweisen, vorteilhaft sind. Dazu zählen eine hohe Tragflächenanordnung oder Triebwerke auf der Tragflächenoberseite auf Pylonen. Weiterhin werden lärm mindernde Zugpropeller mit einem kleinen Durchmesser bevorzugt. Koaxiale Luftschauben sind zwar komplexer und schwerer, ermöglichen jedoch eine Strukturmassenverringerng aufgrund des Drehmomentenausgleichs. Der doppelkreisförmige Rumpfquerschnitt in lateraler Anordnung setzt sich vor allem wegen einer möglichen Verkürzung des Fahrwerks durch. Durch den breiten Rumpf wird eine rumpfseitige Montage eines Dreibeinfahrwerks ohne zusätzliche Verkleidung ermöglicht. Abgesehen davon wird erwartet, dass ein einzelnes Passagierdeck wegen des Gewichts von Vorteil ist. Das T-Leitwerk ist formell dem konventionellen Leitwerk aerodynamisch überlegen. Aufgrund der geringen quantitativen Differenz sind beide Lösungen allerdings als gleichwertig anzusehen.

Wie bei Bewertungsmatrizen üblich (Vgl. Haberfellner et al. 2012), dienen sie in erster Linie der Auseinandersetzung mit der Thematik. Damit ist die Analyse nicht als Entscheidungsbasis, sondern als Hilfsmittel zu sehen, welches die Erfassung von wichtigen Merkmalen und ihren Auswirkungen unterstützt. Nicht alle Konfigurationsmerkmale lassen sich deswegen sinnvoll kombinieren. Eine Triebwerksmontage auf der Tragflächenoberseite eines Hochdeckers auf Pylonen ist beispielsweise nicht notwendig, um eine ausreichende Bodenfreiheit der Propeller sicherzustellen. Bei Verwendung eines der Merkmale können jedoch diverse Auswirkungen auf das Gesamtkonzept nach Tabelle 4-3 abgeschätzt werden.

4.3.1 Analyse des Antriebssystems

Um einen konkurrenzfähigen Entwurf zu erstellen, wird angestrebt die Vorteile des Propellerantriebs gezielt zu nutzen und die Auswirkungen der Nachteile zu reduzieren. Dazu werden die Stärken- und Schwächen im Rahmen einer Analyse zunächst identifiziert und in Tabelle 4-4 zusammengefasst. Anschließend werden Konfigurationsmerkmale, welche dadurch bevorzugt werden, diskutiert.

Der Turboprop bietet Vorteile gegenüber den Strahltriebwerken unterhalb einer Machzahl von 0,7, wo er einen geringeren Treibstoffverbrauch bei hohem Schub besitzt. (Vgl. Bräunling 2009, Kap 2.2; Mattingly 2006, S.24) Hierdurch ist er für Kurzstreckenmissionen, bei welchen die Reisefluggeschwindigkeit nicht dominiert, aus wirtschaftlicher Sicht besser geeignet.

Tabelle 4-4: Relevante Stärken und Schwächen der Propellerturbine

Stärken	Schwächen
Hoher Schub bei niedriger Geschwindigkeit	Schubverlust bei hoher Geschwindigkeit
Hohe Leistung in geringer Höhe	Leistungsabfall in großer Höhe
Erhöhter Staudruck hinter dem Propeller	Erhöhter Wandreibungswiderstand im Nachlauf des Propellers
Kalter Strahl	Lärmemission hoch
Variabler Blattwinkel	Blattverlust kritisch
Hohe Effizienz bei niedriger Geschwindigkeit	Effizienzverlust bei hoher Geschwindigkeit
Niedriger Treibstoffverbrauch	Großer Propellerdurchmesser

Der hohe Schub während des Starts und der Landung ermöglicht einen Einsatz widerstandsstarker Hochauftriebssysteme, wodurch die Referenzflügelfläche verringert wird. Dadurch wird der Nullwiderstand reduziert und die Lauflänge des Propellerabwinds verkürzt. Im Vergleich zu einem strahlgetriebenen Flugzeug ist die Anströmung des Klappensystems eines Turboprops unproblematisch, da keine thermischen Belastungen entstehen. (Vgl. Nicolai, Carichner 2010)

Bei einem Flug in niedriger Höhe, der durch die kleinere Referenzfläche begünstigt wird, wird der Leistungsabfall durch die Dichteabnahme reduziert. Die Verkleinerung des Tankvolumens durch die Tragflächenverringering ist aufgrund der kurzen Reichweite und des sparsamen Antriebs kein Nachteil. Das Leitwerk kann entweder aus dem Abwind entfernt werden, um die Auftriebsverteilung nicht zu stören oder gezielt im Propellernachlauf positioniert werden, um den Staudruck zu erhöhen. (Raymer 2012)

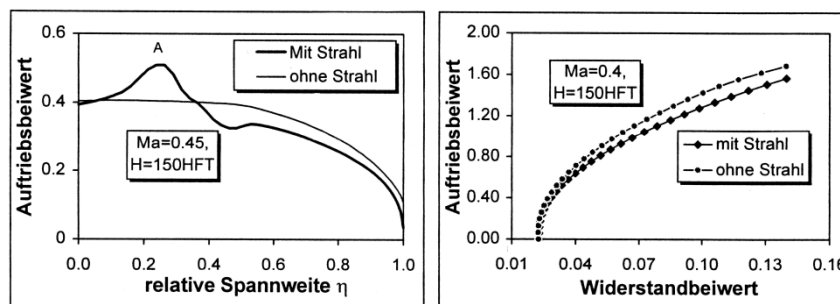


Abbildung 4-5: Einfluss des Propellernachlaufs (Xie 1998)

Der Einfluss des Propellernachlaufs auf die Tragfläche führt zu einer Erhöhung des induzierten Widerstands durch die Störung der elliptischen Auftriebsverteilung, wie in

Abbildung 4-5 dargestellt. Nach Shevell (1989, S.186) kann diese mit 4% angenommen werden.

Der Einsatz der Schubumkehr durch die Blattverstellung ist unabhängig von der Geschwindigkeit nutzbar, da dabei keine Abgase eingesaugt werden. (Raymer 2012) Der Blattverlust aufgrund technischer Mängel oder Schäden stellt einer Gefahr für die Struktur und Passagiere dar. Dieser Problematik kann begegnet werden, indem die Wirkebene der Luftschrauben keine sicherheitskritischen Elemente der Konfiguration schneidet. Dies ist bei einer Front- oder Heckanordnung der Luftschrauben zu bewerkstelligen, was bei vier Triebwerken keine geeignete Lösung darstellt. Um Schäden an Luftschrauben zu vermeiden, ist eine hohe Positionierung sinnvoll.

Die Lärmemissionen sind durch das Blattdesign und die Drehzahl reduzierbar. (Vgl. Roskam et al. 2008) Eine Abschirmung des Lärms durch die Struktur in Richtung Boden ist denkbar, hängt jedoch von dem Luftschraubendurchmesser und der Flugmachzahl ab. Um im Innenraum einen niedrigen Schallpegel zu erreichen, sind ein großer Luftschraubenabstand von dem Rumpf, eine Schalldämmung, oder der Einsatz aktiver Schallunterdrückung denkbar. Eine gestörte Anströmung der Luftschrauben in Druckanordnung erhöht den Lärmpegel und verringert die Effizienz um 2 bis 5%. (Vgl. Raymer 2012)

Abschließend werden die Erkenntnisse der Stärken- und Schwächenanalyse zusammengefasst. Aufgrund der niedrigen Flugmachzahl und der Treibstoffersparnis ist bei kurzen Flugstrecken der Einsatz einer Propellerturbine gegenüber einem Turbofantriebwerk vorteilhaft. Die angeströmten Hochauftriebshilfen zur Verringerung der Start- und Landestrecke sind in Verbindung mit einer geringen Referenzflügelfläche sinnvoll, um die Einsatzfähigkeit auf kurzen Startbahnen zu ermöglichen. Der Schubverlust bei hoher Geschwindigkeit ist durch die Verringerung des Widerstands zu kompensieren.

4.3.1 Betrachtung von ausgewählten Konfigurationen

Die Variantenbildung im Rahmen des Vorentwurfs dient dazu, die grundlegenden Eigenschaften einer Konfiguration zu untersuchen und ihre Umsetzbarkeit festzustellen. Dazu werden die Komponenten auf unterschiedliche Weise kombiniert, ausgehend von einer Basiskonfiguration.

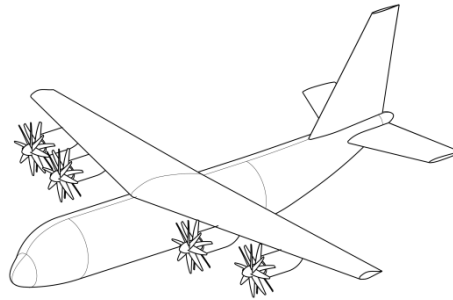


Abbildung 4-6: Basismodell

Als Basismodell in Abbildung 4-6 ist die Antonov An-70 gewählt worden, da diese moderne viermotorige Konfiguration in der Lage ist eine Nutzlast von über 40 t zu transportieren und über eine Kurzstart- und Landefähigkeit verfügt. Bei dem Flugzeug handelt es sich um eine Hochdeckerkonfiguration mit einem konventionellen Leitwerk und Propellern in Zusanordnung auf der Tragfläche. Die Nutzung der Umlenkung des Propellernachlaufs für die Steigerung des Hochauftriebs (Vgl. Nicolai, Carichner 2010, S. 244) ist denkbar.

Die Modifikation des Basismodells umfasst die Integration von Sitzen, Anpassung der Rumpflänge und der Referenzflügelfläche. Für die Bestuhlung wird der zylindrische Teil der Kabine genutzt. Der Raum in der Hecksektion wird für die Integration der Inneneinrichtung freigehalten. Um Raum für Notausgänge zu schaffen, wird angenommen, dass einzelne Sitzreihen ebenfalls in das Heck verlegbar sind.

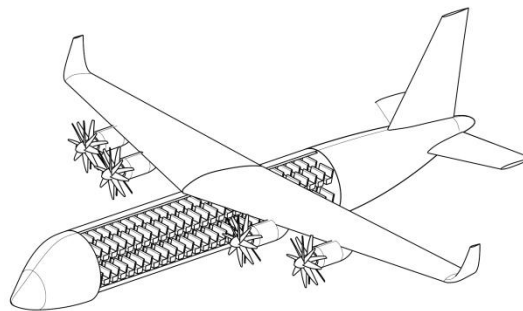


Abbildung 4-7: Modifikation für den Passagiertransport auf 2 Decks

Durch die Vergrößerung der Tragfläche und des Rumpfs wird eine Konfiguration mit zwei Passagierdecks aufgebaut, um bis zu 400 Passagiere zu transportieren. Dieser Ansatz, dargestellt in Abbildung 4-7, bietet eine kompakte Maschine, die über eine große Bodenfreiheit für die Luftschrauben trotz eines kurzen Fahrwerks verfügt. Nachteilig ist die Verlängerung des Rumpfes bezüglich des erreichbaren Anstellwinkels während des Startvorgangs. Als Frachtraum ist der Bereich hinter der Passagierkabine verwendbar. Die rumpfseitige Fahrwerksmontage erhöht die Rumpfmasse und die Fahrwerksverkleidung erzeugt zusätzlichen Widerstand. (Raymer 2012)

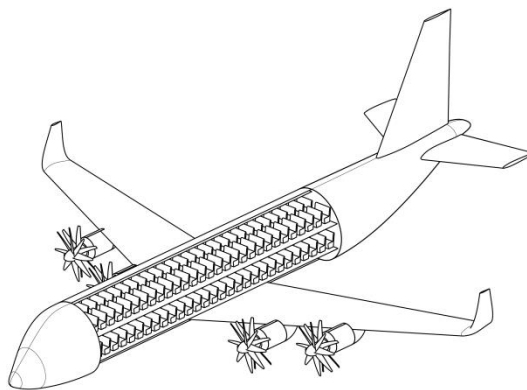


Abbildung 4-8: Tiefdecker mit zwei Passagierdecks

Durch die Verschiebung der Tragfläche wird eine Tiefdeckerkonfiguration, gezeigt in Abbildung 4-8, erstellt. Die tragflächenseitige Montage des Fahrwerks ermöglicht eine Verringerung der Rumpfmasse aufgrund der verteilten Lastenleitung in die Tragfläche (Vgl. Torenbeek 1982) und bietet eine Reduktion des Widerstands gegenüber einem Hochdecker. Von Nachteil ist die geringe Bodenfreiheit der Luftschrauben, wodurch die Schadensgefahr bei konventioneller tragflächenseitiger Montage steigt. Das hohe Fahrwerk führt zu einer Massenerhöhung. Des Weiteren werden flughafenseitige Gangways für das Boarding benötigt. Die bodennahe Anordnung der Triebwerke erleichtert wiederum die Zugänglichkeit für die Wartung.

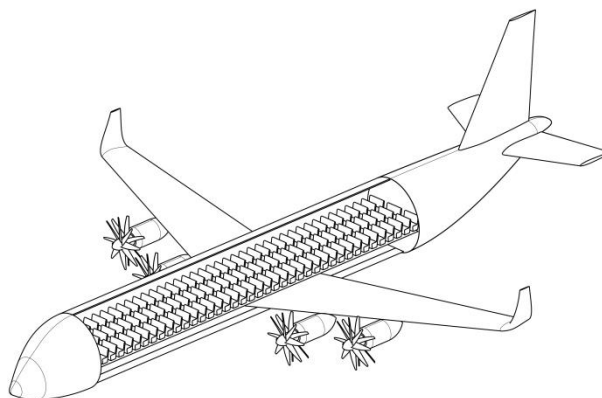


Abbildung 4-9: Tiefdecker mit einem twin-aisle Passagierdeck

Eine klassische twin-aisle-Konfiguration ist in Abbildung 4-9 dargestellt. Durch diese Anordnung ist das untere Deck als Frachtraum verwendbar.

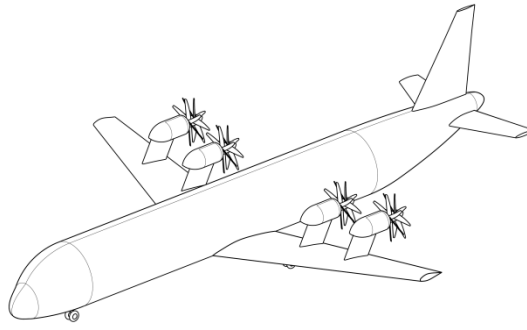


Abbildung 4-10: Druckpropelleranordnung über der Tragfläche

Zur Reduktion des durch den Propellernachlauf erzeugten Reibungswiderstands werden die Luftschrauben in Druckanordnung positioniert. Die Montage erfolgt auf Pylonen, gezeigt in Abbildung 4-10, um eine Abschirmung der Propeller beim Ausfahren der Klappen zu vermeiden. Hierbei ist die Tiefdeckeranordnung wegen der Bodenfreiheit zu bevorzugen. Durch die hohe Anordnung der Triebwerke wird die Oberfläche vergrößert und ein deutlicher strukturbedingter Massenanstieg erwartet. Weiterhin wird die Lärmemission durch diese Anordnung vergrößert, da die Anströmung der Luftschrauben durch Gondeln und Pylonen gestört wird.

Eine Anordnung der Propeller oberhalb der Tragfläche ist denkbar, um die Lärmabstrahlung zum Boden hin zu verringern. Dafür ist eine langsam fliegende Maschine erforderlich, da anderenfalls die Übergeschwindigkeiten auf der Tragflächenoberseite zu einer Erhöhung der Blattspitzenmachzahl führen. Das wiederum erhöht den Lärm, senkt den Wirkungsgrad und erhöht den Verschleiß der Tragfläche durch Vibrationen. Problematisch ist weiterhin eine Abschirmung der Luftschrauben durch die Tragfläche bei der vorliegenden Anordnung bei hohen Anstellwinkeln.

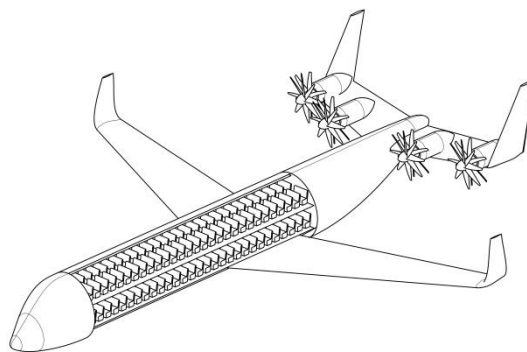


Abbildung 4-11: Heckseitige Triebwerksanordnung für eine schwere Konfiguration

Zur Reduktion des Lärmpegels innerhalb der Passagierkabine wird die Wirkebene der Propeller zum Heck verlagert, was in Abbildung 4-11 gezeigt ist. Durch die Positionierung der Gondeln auf dem Heckleitwerk wird eine saubere Auftriebsverteilung über der Tragfläche erreicht. Von Nachteil sind das große und schwere Leitwerk und die hintere Lage des Schwerpunkts, welche die Beladung erschwert (Vgl. Torenbeek 1982 S.299).

Die Tragflächenmasse wird erhöht, da eine Entlastung der durch die Triebwerke entfällt. Die Rumpfmassse wird durch die Heckmontage der Triebwerke ebenfalls vergrößert. (Vgl. Torenbeek 1982) Als Vorteile sind eine Verringerung der Fahrwerkshöhe und eine rückwärtige Verschiebung des Fahrwerks, die zu einer Vergrößerung des erreichbaren Anstellwinkels beim Start führt, zu nennen. Eine Entlastung des Leitwerks kann durch eine insgesamt instabile Auslegung erfolgen, sodass das Höhenleitwerk zum Gesamtauftrieb beiträgt. In diesem Fall ist zu ermitteln, ob der gesamte induzierte Widerstand gegenüber einer neutralen Auslegung durch die Massensparnis kompensiert werden kann. Allerdings erscheint eine instabile Auslegung innerhalb der nächsten zehn Jahre als nicht realisierbar im Passagierverkehr, wenn man die modernen Entwicklungen wie Airbus A350XWB oder Boeing 787 berücksichtigt.

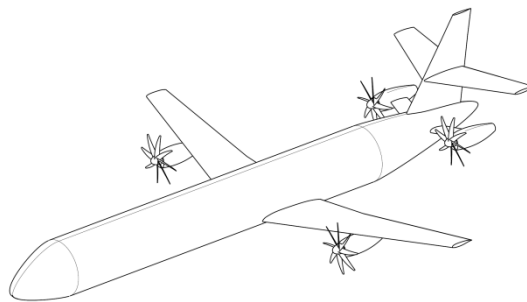


Abbildung 4-12: Gemischte Triebwerksanordnung

Ein Kompromiss besteht darin, die Triebwerke sowohl an den Tragflächen als auch am Heck anzuordnen, was in Abbildung 4-12 dargestellt ist. Das Leitwerk wird hierbei aus dem Nachlauf entfernt und die hinteren Gondeln an Auslegern montiert. Diese Maßnahmen erhöhen die benetzte Oberfläche, ermöglichen jedoch eine Vergrößerung des Abstands zwischen den Luftschrauben und der Kabine. Die Zusanordnung wird gewählt, um zu vermeiden, dass der Strahl des Kerntriebwerks die Blätter trifft und im Falle eines Tailstrike¹⁶ die Propeller unbeschädigt bleiben. Die äußeren Propeller umströmen zur Vergrößerung des Auftriebs die Klappen und verringern die Tragflächenmasse durch die Lasteinleitung.

4.3.2 Evaluierung der ausgewählten Konfigurationen

Die Konfigurationen mit einer unkonventionellen Triebwerksanordnung lassen einige Vorteile gegenüber den klassischen Mustern hinsichtlich des Kabinenlärms bzw. des Widerstands erwarten. Betrachtet man kürzlich abgeschlossene Entwicklungen wie Airbus A380 und Boeing 787, sind deutliche Überschreitungen der Projektlaufzeit feststellbar. (Bowen 2010 S.85) Nach Einschätzung des Autors weist keine der Varianten in

¹⁶ Kontakt zwischen Startbahn und Hecksektion während des Rotierens

Abbildung 4-10 bis Abbildung 4-12 ein großes Potential auf, um das Entwicklungsrisiko zu rechtfertigen. Deswegen werden diese im Folgenden nicht berücksichtigt.

Bei Konventionellen Konfigurationen mit tragflächenseitigen Zugpropellern ist zu erwarten, dass ein Hochdecker strukturell leichter, ein Tief- bzw. Mitteldecker widerstandsärmer ist. (Vgl. Raymer 2012, Kap.4.3.7) Zieht man in Betracht, dass der Turboprop bei höherer Flugmachzahl deutlichen Effizienz- und Schubverlust aufweist, ist ein niedriger Widerstand erstrebenswert. Dagegen ermöglichen der hohe Schub bei niedriger Geschwindigkeit sowie eine Anströmung der Hochauftriebshilfen bei Start und Landung die Massenerhöhung zu kompensieren.

Die Bodenfreiheit der Luftschrauben bei einem Tiefdecker ist ein kritischer Aspekt. Gondeln auf der Tragflächenoberseite vergrößern diese, führen zugleich zu einer Verschlechterung der Auftriebsverteilung, wodurch der Widerstand erhöht wird. Eine Verlängerung des Fahrwerks bewirkt einen Massenanstieg und verschlechtert Zugänglichkeit während der Beladung. Betrachtet man die Entwicklung der Luftschraubendurchmesser in Tabelle 2-12, ist kein signifikantes Wachstum trotz einer Leistungssteigerung feststellbar, was der Auslegung als Tiefdecker entgegenkommt. Die Bodenfreiheit der Propeller eines konventionellen Hochdeckers bleibt von dem Tiefdecker dennoch unerreicht. Bei einer Annäherung an eine Mitteldeckeranordnung ist die Breite des Querschnitts für eine solide Befestigung nutzbar, ohne die Notwendigkeit eines ausladenden Flügel-Rumpf-Übergangs. Dadurch wird der Widerstand verringert und die Bodenfreiheit der Luftschrauben erhöht.

Eine konventionelle Leitwerksauslegung führt zu einer erhöhten Interferenz mit der Tragfläche und dem Propellernachlauf. Andererseits ist sie relativ leicht, einfach und verhindert die Gefahr eines „deep-stall“¹⁷. In Verbindung mit einer tiefen Tragflächenanordnung und einem hoch angeordneten konventionellen Höhenleitwerk mit positiver V-Form wird der Einfluss des Propellernachlaufs verringert. Das T-Leitwerk verspricht die geringste Interaktion mit dem Tragflächenabwind, führt allerdings oft zu einer höheren Gesamtmasse. (Vgl. Raymer 2012, S.100)

Die Rumpfaulegung bietet eine große Bandbreite an Variationsmöglichkeiten, um den Konflikt zwischen der großen Passagierzahl und der Forderung nach Kompaktheit zu lösen. Die Zahl der Decks beeinflusst die Länge des Rumpfs und bestimmt die Kapazität des Frachtraums. Eine Vergrößerung des Rumpfdurchmessers führt zu einem langen Heck, um Ablösungen zu verringern. (Vgl. Raymer 2012) Bei mehreren Passagierdecks wird der Zugang erschwert und eine Vielzahl von Ausschnitten für Türen und Fenster werden erforderlich, wodurch die Rumpfmasse steigt. (Vgl. Niu 1982, S.162) Vorteil-

¹⁷ Strömungsabriss mit einer Abschirmung des Höhenleitwerks durch die Tragfläche, wobei die Maschine unsteuerbar wird. (Raymer 2012, S.103)

haft ist eine effiziente Ausnutzung des Innenraumvolumens, da die Länge des Frachtdecks für ein geringes Frachtvolumen verkürzt werden kann.

Dieser Analyse zufolge ist eine konventionelle Konfiguration aufzubauen, die einen niedrigen Nullwiderstand aufweist und über tragflächenseitig angeordnete Triebwerke mit Zugluftschrauben verfügt. Dadurch wird der Vorteil des Turboprops, einen hohen Schub bei niedriger Geschwindigkeit zu entwickeln, ausgenutzt, um kurze Start- und Landestrecken zu ermöglichen. (Vgl. Bräunling 2009, S.73, 493) Eine Widerstandsreduktion erfolgt durch die Streckung der Tragfläche, sodass der im Propellernachlauf liegende Bereich verkleinert wird. Die Verwendung mehrerer Passagierdecks ist eingehend zu prüfen und anzuwenden, sofern damit signifikante Vorteile einhergehen.

5 Entwurfsvorgang

Der Entwurfsvorgang umfasst die Erstellung und Bewertung von Prototypen. In jeder Phase wird der Untersuchungsumfang erweitert, um neue Funktionen und Konfigurationsmerkmale zu implementieren. Es werden unterschiedliche Rumpfkongfigurationen entwickelt, verschiedene Tragflächenformen und Leitwerke verwendet. Durch die Einführung neuer Berechnungsmethoden für Aerodynamik, Masse und Flugmechanik wird der Detaillierungsgrad zunehmend erhöht. Konkurrierende Entwürfe werden verglichen und vorteilhafte Lösungsmerkmale werden in der folgenden Phase verwendet. Eine Übersicht der Prototypen ist in Abbildung 5-1 dargestellt.

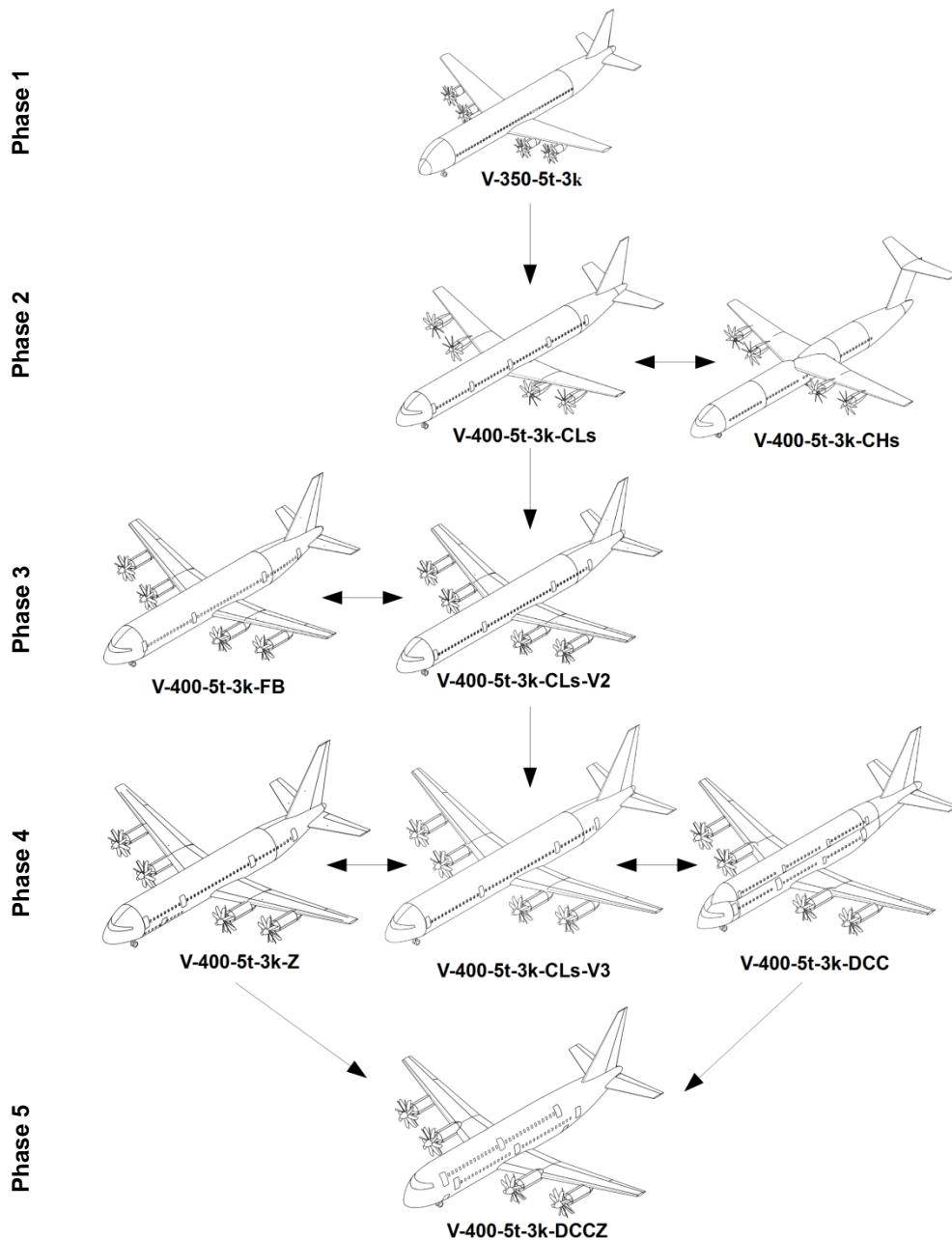


Abbildung 5-1: Hauptprototypen im Entwurfsprozess

5.1 Konfigurationsbenennung

Im Rahmen dieser Arbeit werden Konfigurationsbenennungen verwendet, in welchen die wichtigsten Eigenschaften des Entwurfs zusammenfasst werden. Eine Variante, abgekürzt mit „V“, wird durch folgende Merkmale beschrieben. Die erste Zahl bestimmt die Passagierkapazität, gefolgt von der Frachtmasse in [t]. Die dritte Zahl bestimmt die Reichweite jeweils in [1.000 km]. Die folgende Buchstabenkombination beschreibt die Auslegung und ist in Tabelle 5-1 erklärt. Abschließend wird die Versionsnummer, abgekürzt durch „V“ am Ende, genannt.

Tabelle 5-1: Namensgebung Prototypen

C	Konservativ (conservative) mit einem Passagierdeck
L	Tiefdecker (low-wing)
H	Hochdecker (high-wing)
s	Kurzer (short) Rumpf mit einem Sitzabstand von 81 cm
Z	Zweites Passagierdeck auf der Höhe des Frachtdecks
DCC	Doppelkreisförmiger Rumpfquerschnitt (double circular cross-section)
DCCZ	Doppelkreisförmiger Rumpfquerschnitt und bodennahe Türen

V-400-5t-3k-CL-V2 beschreibt beispielsweise eine Konfiguration, die 400 Passagiere und eine Fracht von 5 t über 3.000 km transportiert. Das „C“ weist auf ein einzelnes Passagierdeck hin und das „L“ auf die Auslegung als Tiefdecker. Durch das abschließende „V2“ wird die zweite Version gekennzeichnet.

5.2 Entwurf: Phase 1

In der ersten Phase erfolgt eine detaillierte Auslegung mit Hinblick auf die Rumpfform, die Bodenfreiheit der Luftschrauben und die äußeren Abmessungen. Die Masse wird mittels RC3-Methode, beschrieben in Kapitel 3.2.1.1, abgeschätzt. Die Leistung wird anhand von statistischen Werten bestimmt. Unter Einhaltung einer konservativen Auslegungsphilosophie wird die Passagierkapazität auf 350 Sitzplätze festgelegt. Als Randbedingungen während des Flugs werden die Parameter der An-70 gewählt, sodass Konfigurationsmerkmale wie Tragflächenpfeilung, Streckung und Triebwerksabstand beibehalten werden. Das Leitwerk wird ebenfalls unverändert übernommen, wobei der verlängerte Leitwerkshebelarm seine Wirkung verstärkt. Die Referenzflügelfläche wird an eine statistisch begründete Flächenbelastung von 5.750 N/m^2 (586 kg/m^2) (Raymer 2012, S.125) mit 240 m^2 angepasst.

Den Ergebnissen des Vorentwurfs folgend, wird ein konventioneller Tiefdecker mit Triebwerken auf der Tragfläche und einer Zusanordnung der Luftschrauben ausgelegt. Der Rumpfausbau der V-350-5t-3k orientiert sich am Airbus A350XWB, einer modernen Maschine mit ähnlicher Passagierkapazität. Mit einer twin-aisle-Anordnung für neun Sitze pro Reihe (Vgl. Torenbeek 1982, S.71) beträgt der Rumpfdurchmesser $6,2 \text{ m}$ und ist damit über 20 cm breiter als bei A350XWB. Ein Grund dafür ist die Wandstärke, welche gegenüber dem empfohlenen Wert von 10 cm (Vgl. Torenbeek 1982, S.71) auf 20 cm für zusätzliche Schalldämmung vergrößert wird. Die Unterbringung der Passagiere erfolgt in dem zylindrischen Rumpfsegment in einer „high-density“-Anordnung¹⁸ mit 80 cm Sitzabstand (Raymer 2012, S.269). Der Heckbereich wird für den Einbau der Inneneinrichtung freigehalten.

Für den Entwurf wird ein konventionelles Dreibeinwerk verwendet. Die Höhe des Hauptfahrwerks beträgt $4,5 \text{ m}$, wodurch in Verbindung mit einem Luftschraubendurchmesser von $4,5 \text{ m}$ die Bodenfreiheit $1,81 \text{ m}$ beträgt. Bei Versagen des Bugfahrwerks werden mindestens $0,97 \text{ m}$ erreicht. Bei einem Federungsweg von 30 cm (Vgl. Raymer 2012, S.370) wird das erforderliche Minimum von 24 cm (Vgl. Torenbeek 1982, S.204) sichergestellt. Bei Versagen aller Fahrwerkssysteme ist der Bodenkontakt der Luftschrauben unvermeidlich. Dadurch entsteht eine Gefahr für den Rumpf und die Passagiere bei einer Abtrennung der Beschaufelung. Dies ist ein entscheidender Nachteil gegenüber einem Hochdecker mit großer Bodenfreiheit der Luftschrauben.

¹⁸ Bestuhlung hoher Dichte

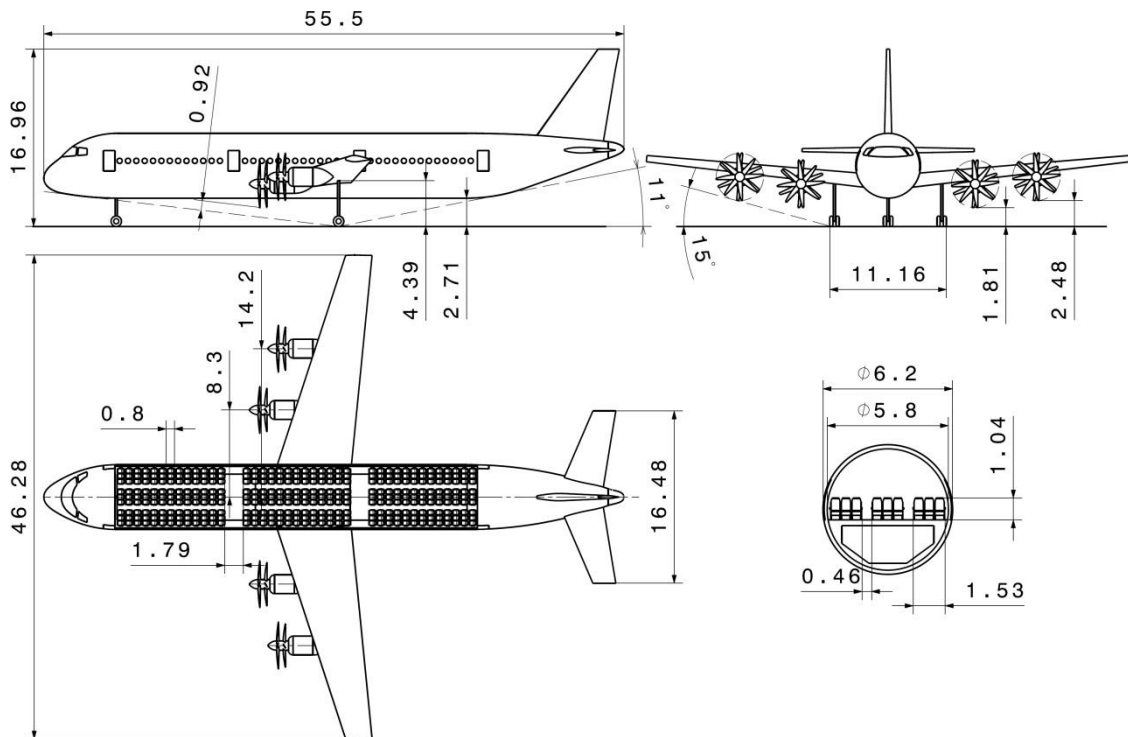


Abbildung 5-2: V-350-5t-3k

Ein weiteres Problem stellt der erreichbare Anstellwinkel von 11° während des Starts dar, wodurch der maximale Auftrieb beschränkt wird. Obwohl im Heckbereich Optimierungspotential besteht, ist es bereits bei der kürzesten der konventionellen Rumpfvvarianten mit einem Passagierdeck ein Treiber für die Fahrwerkshöhe. Eine Vergrößerung im Sinne eines Familienkonzepts verlängert den Rumpf um 4,5 m pro 50 Passagiere, was den Anstellwinkel weiter verringert. Der aerodynamischen Untersuchung nach ist ein Doppelspaltklappensystem für ein $C_{L_{max}}$ von 2,8 ohne Klappenanströmung ausreichend. Für die lange Variante ist voraussichtlich ein aufwändiges Dreifachspaltklappensystem erforderlich.

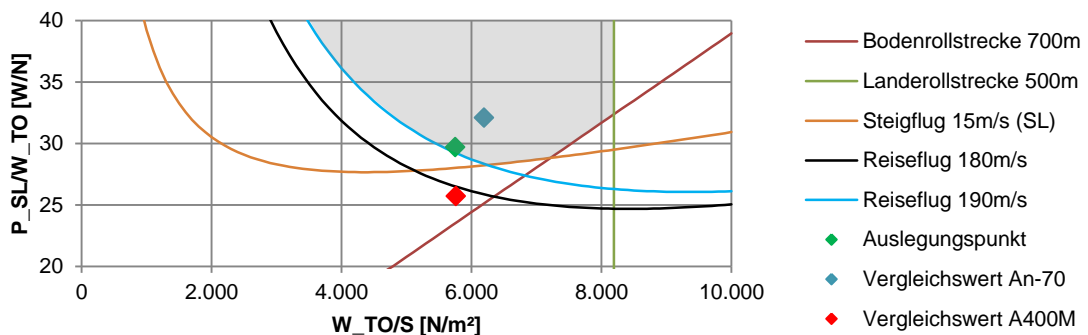


Abbildung 5-3: Auslegungsdiagramm V-350-5t-3k; Vergleich mit An-70 und A400M

Tabelle 5-2: Massenabschätzung V350-5t-3k, Leermassenverhältnis: Twin-Turboprop

PAX	350
W_{pax} [kg]	95
W_{seat} [kg]	9,97
W_{cargo} [kg]	5.000
W_{payload} [kg]	40.945
W_{fuel} [kg]	26.989
W_e [kg]	71.599
W₀ [kg]	140.528
L/D_{cruise}	16
C_{power_{cruise}} [kg/J]	6,00E-08

Trotz eines Optimierungsbedarfs der Rumpfform wird deutlich, dass die Anordnung von mindestens neun Sitzen pro Reihe sinnvoll, sofern nur ein Passagierdeck verwendet wird. Bereits die kleinste Version für 350 Passagiere weist mit der Länge von 55,5 m einen Airport Index „D“ auf. Deswegen ist die Forderung nach Kompaktheit durch die klassische Rumpfauslegung voraussichtlich nicht zu erfüllen. Die Startmasse in Tabelle 5-2 ist mit 140,5 t hingegen moderat. Das Leistungs-Gewichtsverhältnis in Abbildung 5-3 beträgt aufgrund der geforderten Reisefluggeschwindigkeit von 190 m/s mindestens 28 W/N. Allerdings sind weder die Höhe von 6 km noch die Flächenbelastung optimal für diesen Flugzustand gewählt. Es besteht Optimierungsbedarf, um den optimalen Flugzustand für die gewählte Geschwindigkeit zu erreichen.

5.3 Entwurf: Phase 2

Der Entwurf aus Phase 1 wird weiterentwickelt, indem die Rumpfform überarbeitet und die Länge für 400 Passagiere angepasst wird. Es wird ein Tragflächenprofil ausgewählt, um die Aerodynamik mit höherer Genauigkeit zu beschreiben. Neben der statistischen Massenabschätzung werden die Komponentenmassen ermittelt, um eine Gegenüberstellung unterschiedlicher Konfigurationen zu ermöglichen.

5.3.1 Profilauswahl

Wie bei der An-70 (Vgl. Jackson et al. 2003, S.469) wird ein superkritisches Profil für den Entwurf verwendet. Es werden das NASA SC(2)-0414 und NASA SC(2)-0714 ausgewählt (Harris 1990), da veröffentlichte Daten zu diesen vorliegen. Die Profildimensionen werden eingesetzt, um strukturelle Parameter der Tragfläche und die Tankkapazität zu bestimmen. Die aerodynamischen Parameter werden für die Auftriebsberechnung verwendet. Obwohl die Profile über eine relative Dicke von 14% verfügen, werden bei der Berechnung der Tragflächenmasse 15% verwendet. Durch die Aufdickung an der Flügelwurzel wird das Widerstandsmoment der Tragfläche ohne aerodynamische Nachteile erhöht. (Vgl. Raymer 2012, S.72)

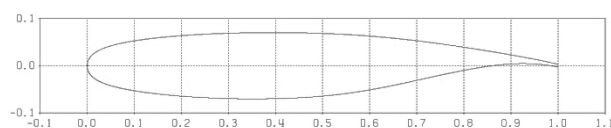


Abbildung 5-4: Tragflächenprofil NASA SC(2)-0414

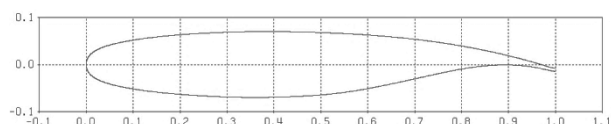


Abbildung 5-5: Tragflächenprofil NASA SC(2)-0714

Für die Leitwerke werden NACA0009 Profile verwendet. Aufgrund der Symmetrie vereinfacht sich zum einen ihre Herstellung (Vgl. Raymer 2012), zum anderen die Berechnung der flugmechanischen Eigenschaften. Die relative Dicke von 9% ist ein Kompromiss zwischen der mechanischen Stabilität und dem aerodynamischen Widerstand.

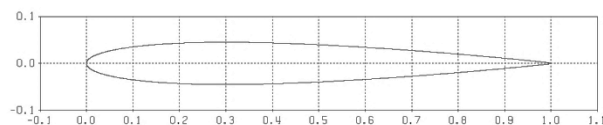


Abbildung 5-6: Leitwerksprofil: NACA 0009

5.3.2 Rekonstruktion des Treibstoffverbrauchs

Wie im Kapitel 3 beschrieben, ermöglicht die einfache Massenabschätzung eine Abschätzung des spezifischen Treibstoffverbrauchs, sofern die Missionsdaten und die aerodynamischen Eigenschaften bekannt sind. Im Rahmen des Entwurfs wird die Mission des A400M (Vgl. Jackson et al. 2003; airbusmilitary.com) in Kombination mit statistischen Parametern von propellergetriebenen Mustern (Vgl. Raymer 2012, S.39, Tab.3.5) verwendet. Unbekannte Parameter wie das L/D_{\max} -Verhältnis werden variiert und unterschiedliche Angaben zu der Startmasse werden verwendet. Die Ergebnisse sind in Tabelle 5-3 zusammengefasst.

Tabelle 5-3: Abschätzung des Treibstoffverbrauchs

L/D_{\max}	16	13,42	13,42
W_e/W_0	0,51	0,51	0,51
W_0 [t]	141	141	134
η_{cruise}	0,8	0,85	0,85
$C_{\text{power}_{\text{cruise}}}$ [kg/J]	6,60E-08	5,88E-08	5,55E-08
η_{loiter}	0,8	0,8	0,8
$C_{\text{power}_{\text{loiter}}}$ [kg/J]	9,50E-08	7,80E-08	7,00E-08

Obwohl die verwendeten Daten mit großen Unsicherheiten behaftet sind, weisen die Verbrauchswerte Größenordnungen der in Kapitel 2.3.2 aufgeführten Triebwerke auf. Insbesondere die Ergebnisse mit dem L/D_{\max} -Verhältnis von 13,42 erscheinen sinnvoll. In Phase 2 wird allerdings der Wert von 6,6E-8 kg/J für den Reiseflug verwendet, da er die geringste Abweichung von den von Raymer (2012) empfohlenen 8,5E-8 kg/J aufweist.

5.3.3 Auslegung V-400-5t-3k-CLs

Das Hauptmodell der Phase 2 ist eine Weiterentwicklung des Prototyps V-350-5t-3k. Es wird mit 400 Sitzen und 5 t Fracht für die Standardmission von 3.000 km ausgelegt. Die Passagiermasse wird gegenüber Phase 1 von 75 kg auf 80 kg erhöht, während die Gepäckmasse von 20 kg beibehalten wird. In dieser Phase werden physikalische und semiempirische Ansätze für die Dimensionierung von Komponenten verwendet.

Die Leitwerke werden anhand der Leitwerksvolumenkoeffizienten nach Raymer (2012 S.160) berechnet, wobei die Referenzwerte für die strahlgetriebenen Transportmaschinen von 1 für das Höhenleitwerk und 0,09 für das Seitenleitwerk betragen. Um dem

hohen asymmetrischen Schub bei einem Triebwerksausfall bei niedriger Fluggeschwindigkeit entgegenzuwirken, ist eine Vergrößerung des Seitenleitwerks gegenüber den strahlgetriebenen Maschinen sinnvoll. Da die Tragfläche eine Streckung von 10 aufweist, die vergrößernd auf die Leitwerksfläche wirkt, wird eine Erhöhung um 25% vom Autor als ausreichend angesehen. Das Höhenleitwerk wird durch die Referenzflügeltiefe beeinflusst, die bei großer Streckung und kleiner Referenzflügelgröße relativ kurz ist. Deswegen erfolgt eine Vergrößerung des Höhenleitwerks um 50%. Dadurch wird eine ausreichende Wanderung des Schwerpunkts bei einem langen Rumpf ermöglicht. In beiden Fällen dient der optische Eindruck des Autors als Referenz.

Die Referenzflügelgröße wird durch die Analyse der Reiseflugleistung in Abbildung 5-8 bestimmt. Dazu werden zunächst die Startmasse und die Funktion für den Nullwiderstand, die in Abbildung 5-7 dargestellt ist, ermittelt.

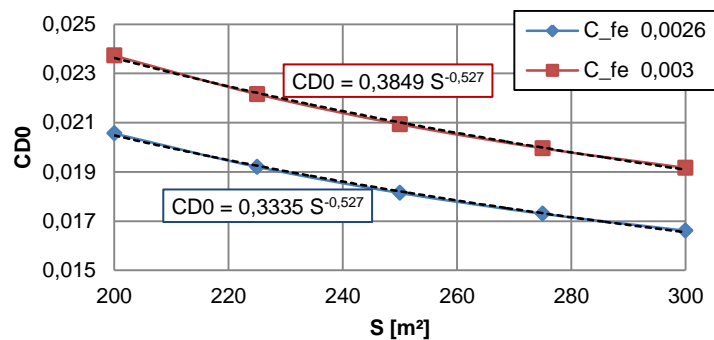


Abbildung 5-7: Nullwiderstand in Abhängigkeit der Referenzflügelgröße

Für die Auslegung wird die Funktion mit dem Wandreibungskoeffizienten C_{fe} von 0,026 verwendet. Der induzierte Widerstand wird basierend auf einem angenommenen Oswaldfaktor von 0,8 (Vgl. Torenbeek 1982) durchgeführt. Die Reisefluggeschwindigkeit von 200 m/s wird als der Ansatz für die Wahl der optimalen Flughöhe und Referenzflügelgröße gewählt. Ein Leistungsverhältnis von 30 W/N wird angestrebt, um ein statistisch begründetes Maß festzulegen. Die Analyse des Diagramms in Abbildung 5-8 liefert eine Referenzflügelgröße von 225 m² für den Flug in etwa 8 km Höhe.

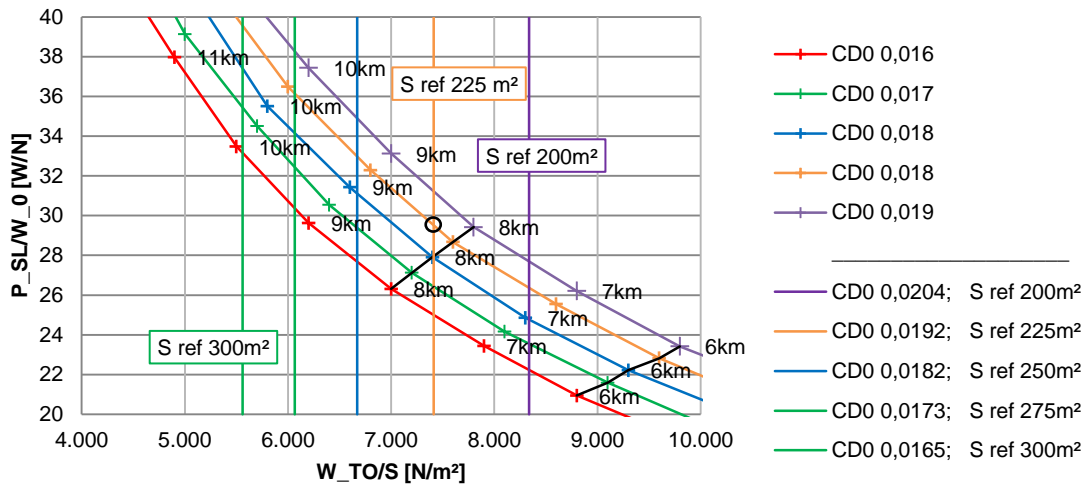


Abbildung 5-8: Ermittlung des Auslegungspunkts für die CLs-Version

Eine Berechnung des Nullwiderstands auf Basis einzelner Komponenten nach Kapitel 3.2.3.5 liefert einen Nullwiderstandsbeiwert von 0,0212, dargestellt in Tabelle 5-4. Damit steigt der Widerstand um 8% gegenüber dem ursprünglichen Ergebnis. Dieser Effekt wird durch eine Erhöhung der Leistung auf 32 W/N kompensiert.

Tabelle 5-4: Widerstandsbeiwerte einzelner Komponenten, V-400-5t-3k-CLs

Komponenten	Laminarität	Interferenz	CD0
Flügel	-	-	0,006574
Rumpf	10%	-	0,007681
Rumpfheck	-	-	0,000322
Höhenleitwerk	-	5%	0,001969
Seitenleitwerk	20%	5%	0,001149
Triebwerksgondeln	-	50%	0,001361
Leckage	-	-	0,001048
Basiswiderstand	-	-	0,001063
Summe	-	-	0,021166

Zur Positionierung der rumpfnahen Triebwerksgondeln werden Literaturdaten herangezogen. Dabei ergibt die empirische Formel (5-1) nach Torenbeek (1982, S.204) bei einer Triebwerksleistung von 13,35 MW, 5,81 m Rumpf- und 5,36 m Propellerdurchmesser einen Mindestabstand der Propellerachse von 8,7 m von der Mittelebene der Maschine.

$$c[cm] = 10cm + 1,65cm \times P[hp]/100[hp] \quad (5-1)$$

Die innere Gondel wird bei 10 m von der Mittelebene positioniert, um bei einer Leistungssteigerung eine ausreichende Sicherheitsmarge zu gewährleisten. Die Verschiebung der Gondel nach außen vergrößert durch die positive V-Form der Tragfläche außerdem die Bodenfreiheit der Luftschrauben. Die äußere Gondel wird positioniert, um die äußere Landeklappe und einen Teil des Querruders anzuströmen.

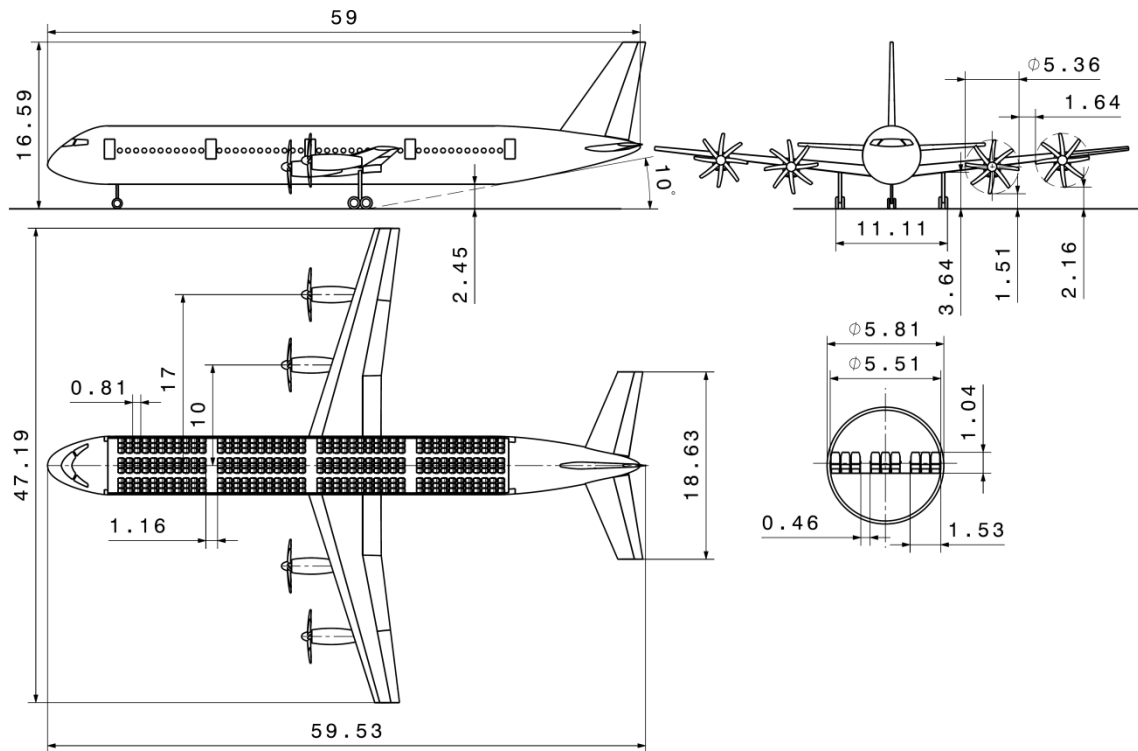


Abbildung 5-9: Dreiseitenansicht : V-400-5t-3k-CLs

Der vorliegende Entwurf wird im Folgenden für eine Berechnung der Komponentennmassen nach verschiedenen Methoden verwendet. In Tabelle 5-6 sind die Leermassen zusammengefasst, wobei deutliche Unterschiede bei Verwendung derselben Startmasse von 170 t aus Tabelle 5-5 feststellbar sind. Durch die Abhängigkeit von dem Anfangswert ist eine ausreichende Zahl an Optimierungsschritten erforderlich, um das Potential des Entwurfs auszuschöpfen. Basierend auf vorliegenden Daten ist jedoch in allen drei Fällen eine Verringerung der Gesamtmasse gegenüber der ersten Abschätzung zu erwarten. Unklar bleibt, ob die Formelsätze zu demselben Ergebnis führen, oder die Abweichungen sich zumindest verringern.

Hinsichtlich der Strukturmassen liefern die Methoden nach Torenbeek mit 41,7 t und Raymer mit 41,5 t fast identische Ergebnisse, während die „Class-I“-Methode den niedrigsten Wert von 37,4 t aufweist. Bei der Betrachtung der Rumpf-, Leitwerks- und Fahrwerksmassen sind deutliche Unterschiede feststellbar.

Tabelle 5-5: Daten: V-400-5t-3k-CLs

PAX	400
W_{cargo} [kg]	5.000
W_{payload} [kg]	48.987
W_e [kg]	85.807
W_{fuel} [kg]	35.025
W₀ [kg]	170.016
L/D_{cruise}	16
C_{power_{cruise}} [kg/J]	6,6E-08

Tabelle 5-6: Leermasse nach unterschiedlichen Methoden

Ansatz	Statistisch	Nach Komponenten		
Quelle	Raymer 2012	Raymer 2012	Torenbeek 1982	Roskam 1989, Class I
m [kg]	85.799	70.101	78.389	75.263

Weitere Daten zu der Konfiguration und den Profilen sind im Anhang A.4 aufgeführt.

5.3.4 Konfigurationsvergleich zwischen Tief- und Hochdecker

Durch die Einführung der Massenabschätzungsmethode auf Komponentenbasis wird ein quantitativer Vergleich zwischen einem Tief- und einem Hochdecker ermöglicht. Mit dem Rumpf der CLs-Version wird eine Variante mit einer hohen Tragflächenanordnung und einem T-Leitwerk, dargestellt in Abbildung 5-10, aufgebaut. Das zweibeinige Hauptfahrwerk wird in Rumpfgondeln integriert, wodurch es von 3,6 m auf 1,8 m verkürzt wird. Um eine Vergleichbarkeit sicherzustellen, werden für den Hoch- und Tiefdecker die Leitwerksvolumenkoeffizienten aus der Literatur unverändert übernommen. Das T-Leitwerk wird mit Reduktionsfaktoren nach Raymer (2012, S.160) beaufschlagt. Im Rahmen der Modellierung wird auf einen sauberen Flügel-Rumpf- Übergang verzichtet. Stattdessen wird die von dem Flügel verdeckte Rumpfoberfläche in die Berechnung einbezogen.

Für die aerodynamische Analyse in Abbildung 5-11 werden die Nullwiderstandskoeffizienten für den Hoch- und Tiefdecker nach der Methode der äquivalenten Wandreibung ermittelt. Die Näherung mittels der Potentialfunktion ist für den Hochdecker weniger geeignet. Der Oswaldfaktor wird aufgrund ähnlicher Tragflächengeometrie als unverän-

dert angenommen. Für die Abschätzung der Komponentenmassen wird die Methode nach Raymer (2012, Kap. 15) verwendet, um eine Vergleichbarkeit sicherzustellen.

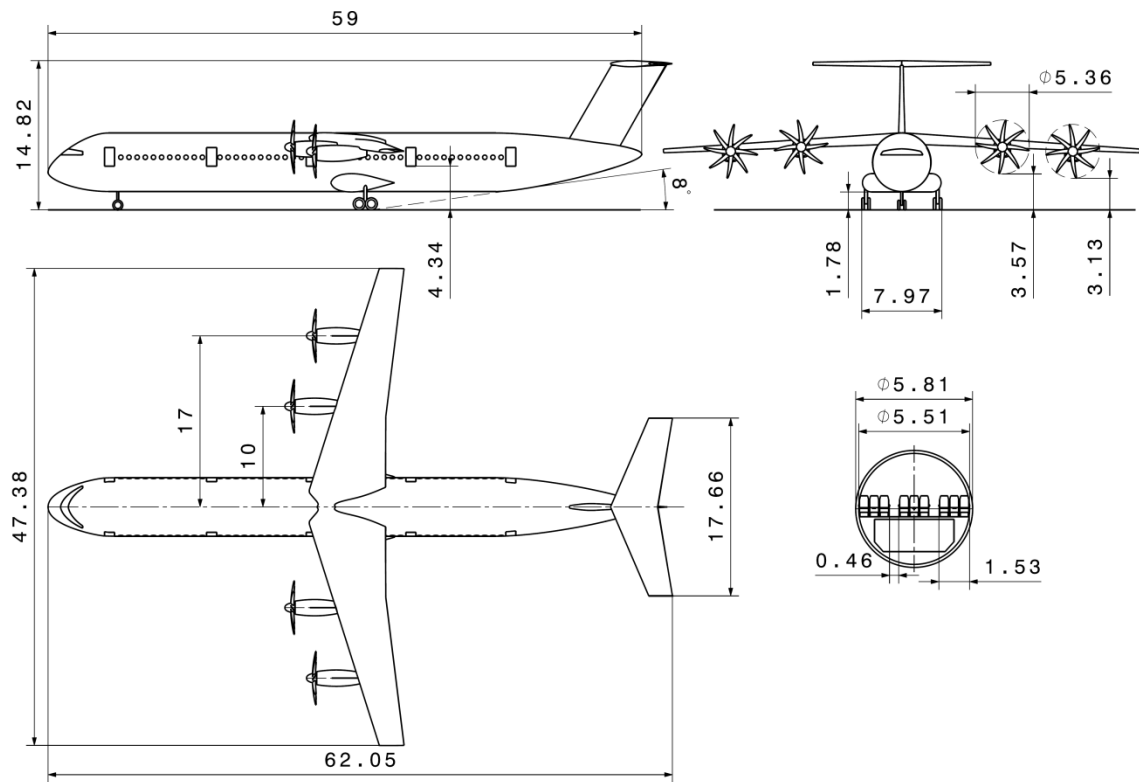


Abbildung 5-10: Modell für die Potentialanalyse eines Hochdeckers

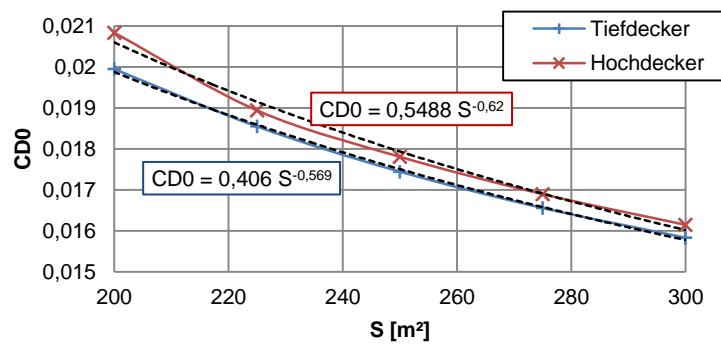


Abbildung 5-11: Nullwiderstandsvergleich Hoch-Tiefdecker

Das Ergebnis der Massenabschätzung ist in Tabelle 5-7 zusammengefasst. Der Hochdecker weist aufgrund einer insgesamt vergrößerten Oberfläche einen höheren Nullwiderstandsbeiwert auf, wobei im Fahrwerksbereich Optimierungspotential besteht. Dagegen weist die Konfiguration eine niedrigere Strukturmasse auf, welche auf die Verkleinerung der Höhenleitwerksfläche und die Verkürzung des Fahrwerks zurückzuführen ist. Obwohl durch die rumpfseitige Fahrwerksmontage und die Verstärkung des Seitenleitwerks die Masse erhöht wird, ist die Hochdeckerkonfiguration um 620 kg leichter.

Tabelle 5-7: Strukturmasse [kg] Tiefdecker und Hochdecker

	Tiefdecker	Hochdecker
Flügel	13.035	13.035
Höhenleitwerk	1.605	1.486
Seitenleitwerk	779	801
Rumpf	15.093	17.209
Hauptfahrwerk	10.044	7.612
Bugfahrwerk	925	716
Struktur gesamt	41.480	40.859

Eine weitere Verringerung der Masse kann durch die Optimierung der Fahrwerkskonfiguration erfolgen. In der Abbildung 5-12 ist die Masse des Hauptfahrwerks in Abhängigkeit der Länge und der unterschiedlichen Zahl der Stoßdämpfer, berechnet nach Raymer (2012), aufgetragen. Die Landemasse wird auf 90% der Startmasse mit 153 t festgelegt. Neben der Verkürzung der Fahrwerkslänge sinkt die Masse mit einer größeren Zahl von Stoßdämpfern, was im Gegenzug die Komplexität erhöht. Ein solches Fahrwerk ist vor allem bei schweren Militärtransportern üblich.

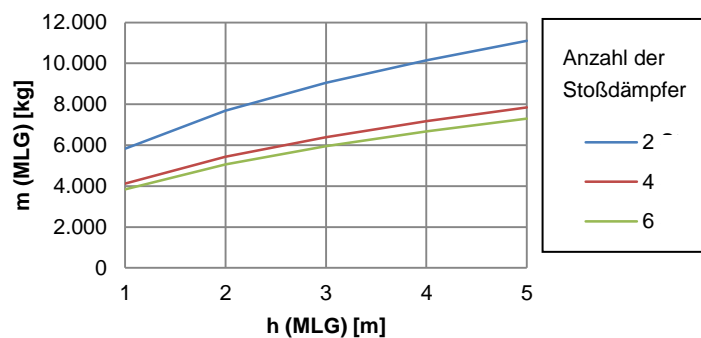


Abbildung 5-12: Hauptfahrwerk: Masse in Abhängigkeit der Konfiguration

Als Ergebnis ist festzuhalten, dass das Potential zur Masseneinsparung durch einen Hochdecker vorhanden ist, während bei der Aerodynamik Nachteile entstehen. Durch die Verkürzung des Fahrwerks wird der erreichbare Anstellwinkel während des Starts gegenüber dem Tiefdecker um 2° verringert, weshalb ein effizienteres Hochauftriebssystem benötigt wird. Durch die Untersuchung wird die qualitative Argumentation in Kapitel 4 bestätigt, sodass die Auslegung als Tiefdecker weiterverfolgt wird.

5.4 Entwurf: Phase 3

In dieser Phase wird zunächst eine systematische Analyse der Rumpfformen durchgeführt, um den Einfluss der Rumpfbreite und Länge auf den Nullwiderstand zu bestimmen. Dazu werden Konfigurationen mit neun und zehn Sitzen pro Reihe untersucht. Anschließend werden zwei Rumpfvarianten für den Entwurf verwendet und die Auswirkungen auf das Gesamtkonzept evaluiert.

5.4.1 Rumpfquerschnittsanalyse und Aufbau

Die aerodynamischen und strukturellen Eigenschaften des Rumpfs werden neben der Form maßgeblich von der Schalenfläche beeinflusst. (Torenbeek 1982) Für die Untersuchung des Einflusses der Bestuhlung auf die Rumpfoberfläche wird zwischen neun und zehn Sitzen pro Reihe und einem Sitzabstand von 81 cm und 86 cm variiert. Die Wandstärke wird auf 15 cm festgelegt, um eine Reserve gegenüber den empfohlenen 10 cm (Torenbeek 1982, S. 71) für zusätzliche Schalldämmung eines Turboprops sicherzustellen. Die Unterbringung der Passagiere erfolgt in dem zylindrischen Kabinenbereich, während der Heckbereich der Inneneinrichtung vorbehalten bleibt. Um die Länge des Hecks zu definieren wird der Winkel der Heckunterseite auf 20° beschränkt, wodurch Strömungsablösungen verringert werden. Der Winkel liegt damit zwischen den Richtwerten nach Raymer (2012, S.217) von 15° und 25° für verschiedene Flugzeugkategorien.

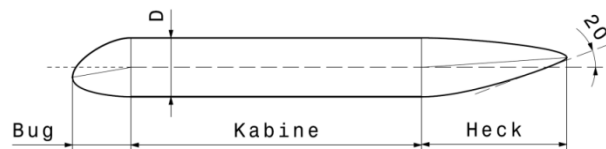


Abbildung 5-13: Standardrumpf, Phase 3

Bei der Auswertung der Tabelle 5-8 weist die Rumpfvariante mit zehn Sitzen pro Reihe trotz einer Verkürzung um 2 m eine Vergrößerung der Oberfläche um 6% auf. In Verbindung mit einem größeren Querschnitt wird ein höherer Formwiderstand neben dem Reibungswiderstand erwartet. Die Strukturmasse sinkt voraussichtlich aufgrund des größeren Widerstandsmoments, wird jedoch durch die zusätzliche Schalenoberfläche erhöht, sodass insgesamt keine Vorteile zu erwarten sind. Aus aerodynamischer Sicht bietet die Rumpfversion mit 9 Sitzen pro Reihe Vorteile, weshalb die CLs-Variante als Hauptvariante beibehalten wird.

Tabelle 5-8: Systematische Rumpfermessung (Phase 3)

Rumpfvariante	CLs	CL	FB	FB-2
Sitzabstand [mm]	810	860	810	860
Sitzanordnung	3+3+3	3+3+3	3+4+3	3+4+3
Länge: Kabine [m]	40	42,2	36,4	38,4
Durchmesser [m]	5,81	5,81	6,32	6,32
Länge: Rumpf [m]	62	64,3	59,9	62
Oberfläche [m ²]	1.017	1.059	1.081	1.123

5.4.2 Auslegung: V-400-5t-3k-CLs-V2

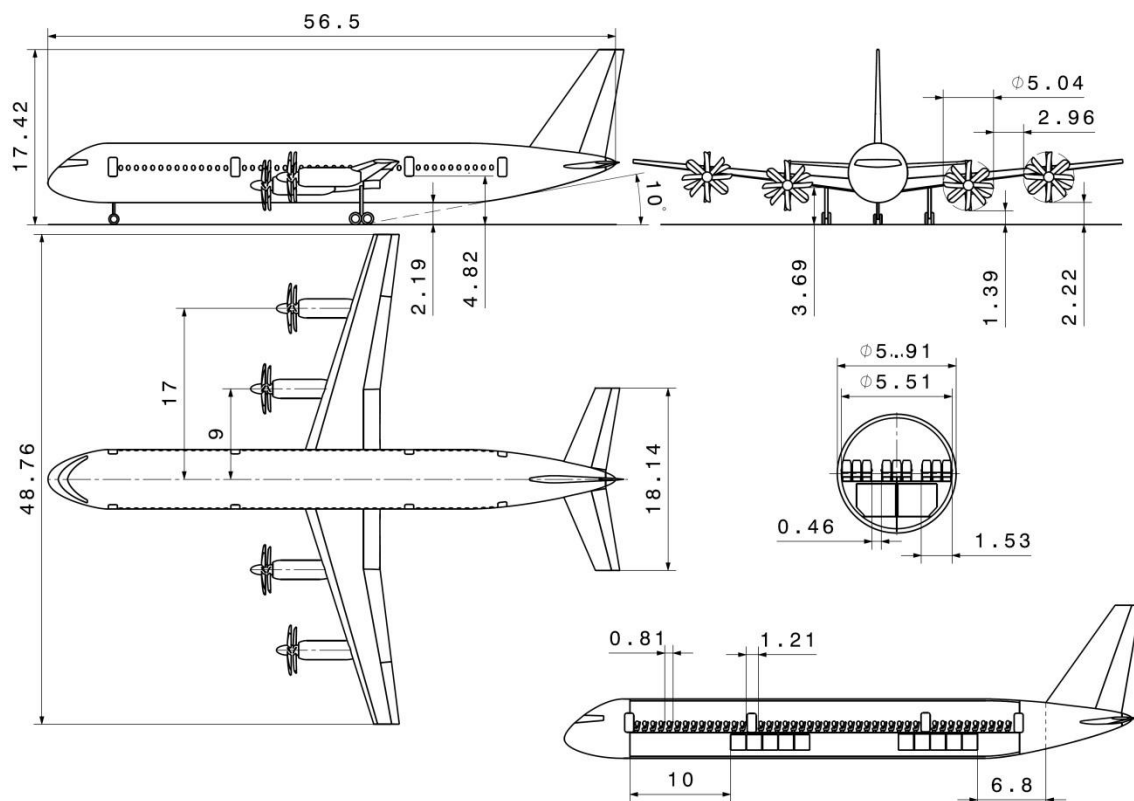


Abbildung 5-14: Abmessungen: V-400-5t-3k-CLs-V2

Gegenüber der Vorgängerversion werden bei der CLs-V2 Triebwerke mit Koaxialpropellern, nach Vorbild existierender leistungsstarker Varianten, zurückgegriffen. Der spezifische Treibstoffverbrauch wird gemäß der A400M-Missionsanalyse in Tabelle 5-3 auf $5,88E-8$ kg/J gesenkt. Dieser Wert stimmt mit den Daten des NK-12MA Triebwerks überein, wodurch eine realistische Aussage bei der Massenabschätzung erwartet wird.

Der Oswaldfaktor von 0,6 wird nach Raymer (2012) ermittelt. Die Rumpflänge wird auf 56,5 m verkürzt, da auf dem unteren Deck ungenutzter Raum vorhanden, der für Installation der Inneneinrichtung verwendet werden kann. Außerdem sinkt der Bedarf an sanitären Einrichtungen bei Verkürzung der Flugstrecke. (Vgl. Torenbeek 1982)

Es wird das in Kapitel 3 beschriebene Verfahren zur Bestimmung der Leistung, Flughöhe und Referenzflügelfläche verwendet. Die Massenabschätzung mit der RC3-Methode, beschrieben in Kapitel 3.2.1.1, liefert eine Startmasse von 167.670 kg. Eine Referenzflügelfläche von 240 m² ist nach Abbildung 5-16 ausreichend, um die Start und Landestrecke von weniger als 1.800 m zu ermöglichen. Der Reiseflug erfolgt in einer Höhe von 7 km nach Abbildung 5-15.

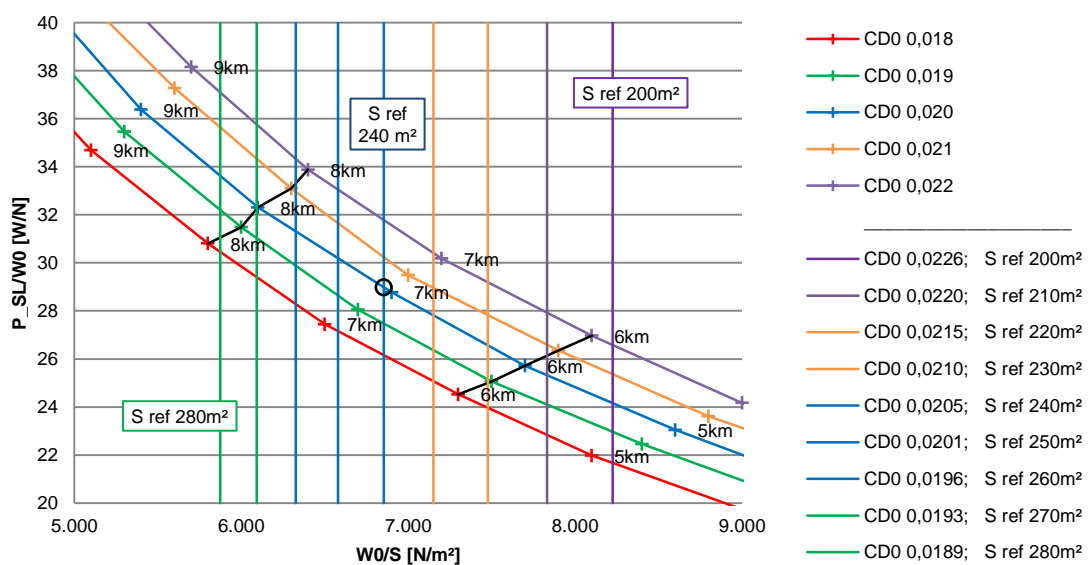


Abbildung 5-15 Auslegungsdiagramm Reiseflug für CLs-V2
 $V_c=190\text{ m/s}, m_0=167.670\text{ kg}$

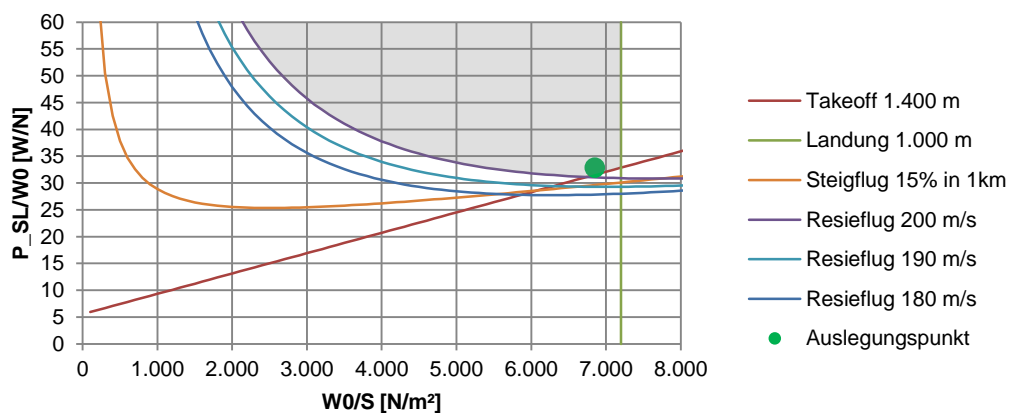


Abbildung 5-16: Auslegungsdiagramm V-400-5t-3k-CLs-V2

Durch die Erhöhung des induzierten Widerstands gegenüber der Vorgängerversion ist bei einer Fluggeschwindigkeit von 200 m/s eine Startleistung von 14,2 MW pro Triebwerk erforderlich. Dieser Wert ist aufgrund des konservativen Triebwerksmodells deutlich höher als beispielsweise bei der schwereren und schnelleren Tu-114. In Ermangelung eines genaueren Triebwerksmodells in dieser Phase wird die optimale Fluggeschwindigkeit auf 190 m/s reduziert, um die Konsistenz der Berechnung zu erhalten.

Es werden Triebwerke mit einer Startleistung von 13,5 MW gewählt, wodurch ein Flug bei 200 m/s in 7 km Höhe, wie in Abbildung 5-17 gezeigt, ermöglicht wird. Dabei sinkt das L/D-Verhältnis, dargestellt in Abbildung 5-18, gegenüber dem Maximum bei 190 m/s um 0,7%.

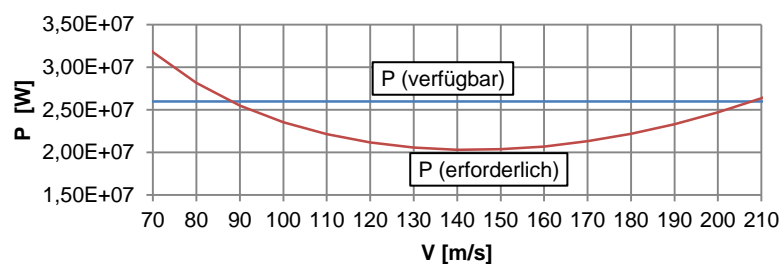


Abbildung 5-17: Verfügbare und erforderliche Leistung in einer Höhe von 7 km zu Beginn des Reiseflugs

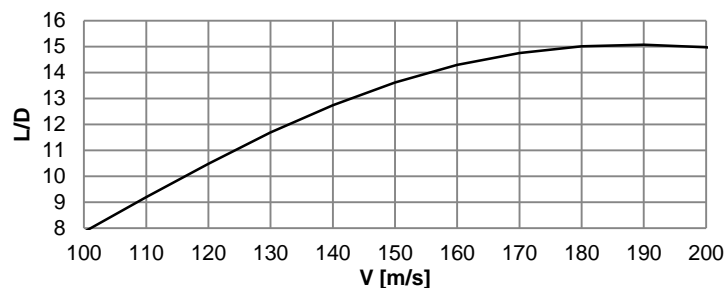


Abbildung 5-18: L/D-Verhältnis in 7 km Höhe

Der Steigflug wird mit einer widerstandsarmen Konfiguration durchgeführt (Vgl. Mensen 2004, S.200) und zeitlich durch die Verwendung des SEP-Diagramms minimiert (Vgl. Raymer 2012). In der Abbildung 5-19 werden neben SEP-Kurven die Auftriebs- und die Strukturgrenze aufgetragen. Letztere ist durch die maximal zugelassene Geschwindigkeit bestimmt, die in der Massenanalyse nach Torenbeek (1982) verwendet wird.

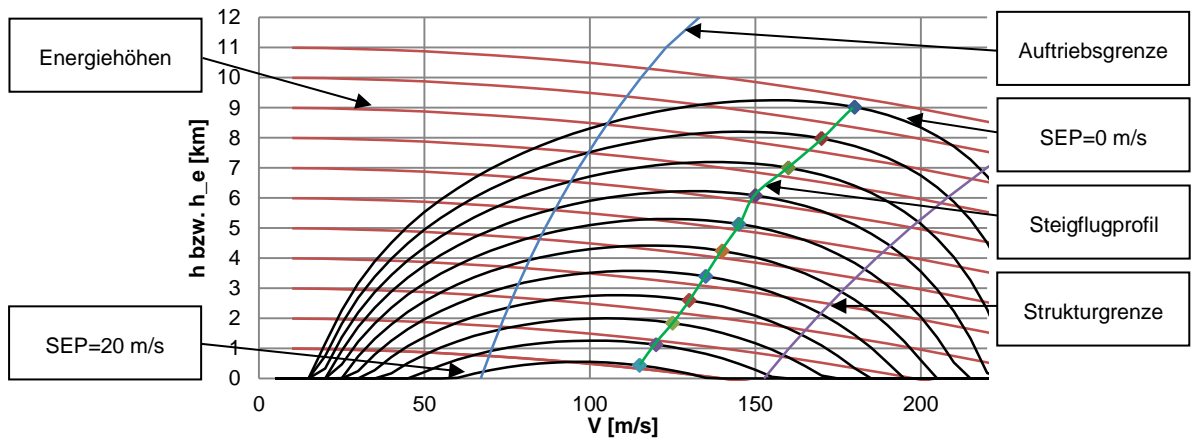


Abbildung 5-19: SEP, Steigflugprofil, Auftriebsgrenze, Strukturgrenze

Das Flugzeug wird für ein Lastvielfaches von 2,5 ausgelegt. Die Strukturbelastung durch die Böen ist aufgrund der hohen Flächenbelastung unkritisch. Für das V-n-Diagramm in Abbildung 5-20 wird der Fall der minimalen Flächenbelastung ohne Nutzlast und mit reduzierter Treibstoffmenge analysiert. Anhand des Nutzlast-Reichweitendiagramms in Abbildung 5-21 werden die Missionserfüllung und von der Standardmission abweichende Beladungszustände überprüft. Für das Diagramm wird ein Flug bei optimalem L/D-Verhältnis vorausgesetzt.

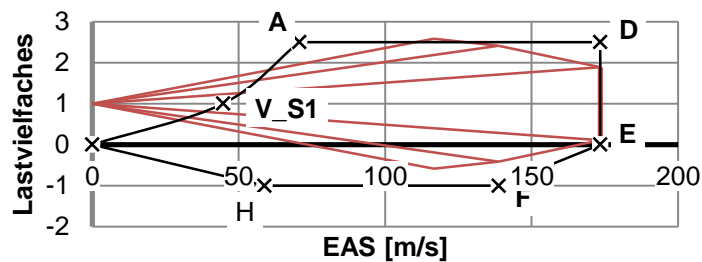


Abbildung 5-20: V-n Diagramm

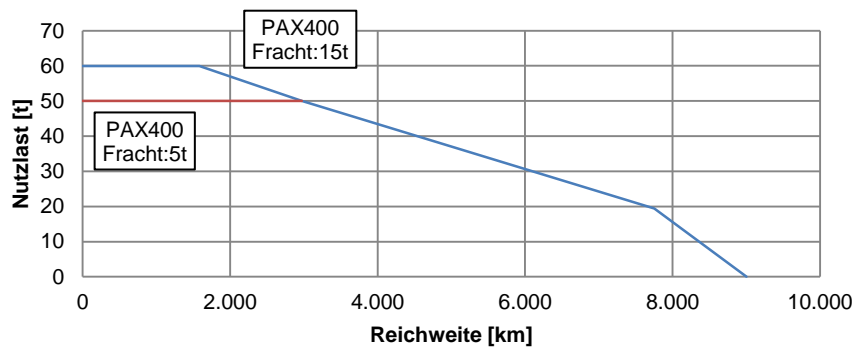


Abbildung 5-21: Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

5.4.2.1 Konfigurationsaufbau

Durch die Auslegung als Tiefdecker wird ein Integraltank in der Tragfläche vorgesehen. Dieser ist dreiteilig ausgeführt, wobei für die Standardmission das Volumen der Tragflächentanks genügt. Der mittlere Tank ist für Überführungsflüge verwendbar. Das Tankvolumen wird nach Raymer (2012) ermittelt, indem 85% des Flügelkastenvolumens verwendet werden. Das Hauptfahrwerk wird hinter dem Flügelkasten integriert, abgestützt durch einen Hilfsholm, sodass die Festigkeit der Tragfläche unbeeinträchtigt bleibt. (Vgl. Torenbeek 1982, S.262) Dadurch wird die innere Hinterkantenklappe senkrecht zur Anströmung gedreht, was ihre Wirkung erhöht. (Vgl. Raymer 2012) Durch die hohe Tragflächenanordnung im Rumpf nur 10 cm unterhalb des Passagierdecks, wird eine solide Anbindung ohne ausladende Übergänge zum Rumpf gewährleistet.

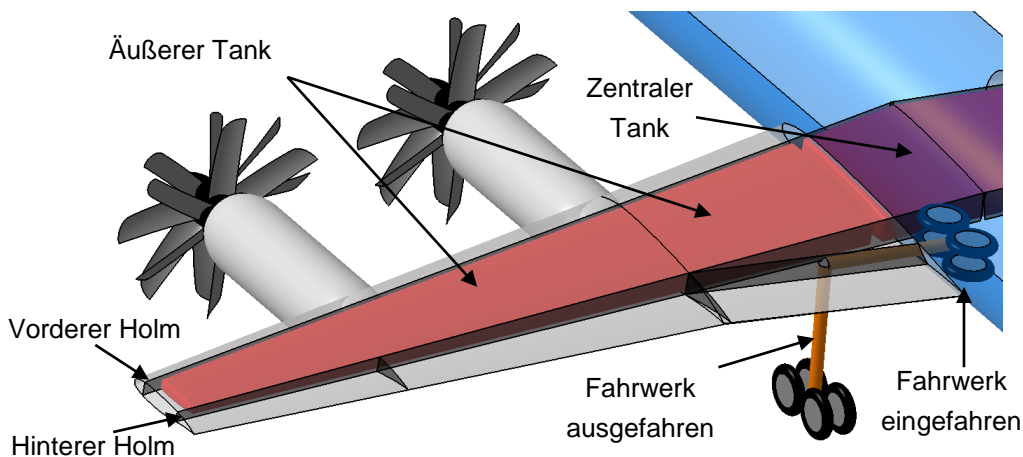


Abbildung 5-22: CLs-Variante: Tank- und Fahrwerksintegration

Die Tragfläche wird als freitragender Kasten mit zwei Hauptholmen aufgebaut. (Vgl. Niu 1989) Für die Hinterkantenklappen werden 30% der Profiltiefe, für die Vorderkantenklappen 15% veranschlagt. Die Vorderkantenklappen werden in Spannweitenrichtung von den Triebwerksgondeln unterbrochen. Das trimmbare Höhenleitwerk wird mit einem Volumenkoeffizienten von 1,25 ausgelegt und 30% der Fläche werden dem Ruder zugeschlagen. Das Seitenleitwerk besitzt einen Volumenkoeffizienten von 0,119 mit 30% als Ruderfläche.

5.4.2.2 Massenabschätzung der Komponenten

Die Gesamtmasse wird basierend auf dem Aufbau nach Raymer (2012, Kap. 15), jedoch teilweise unter Verwendung von Formeln nach Torenbeek (1982) und Roskam (1989) durchgeführt. Dadurch wird eine große Zahl an geometrischen Parametern berücksichtigt. Als Anfangswert für die Startmasse, wird das Ergebnis der einfachen statistischen Massenabschätzung nach Kapitel 3.2.1.1 verwendet.

Die Komponentenmassen und die Formelzusammenstellung „Kombination II“ sind in

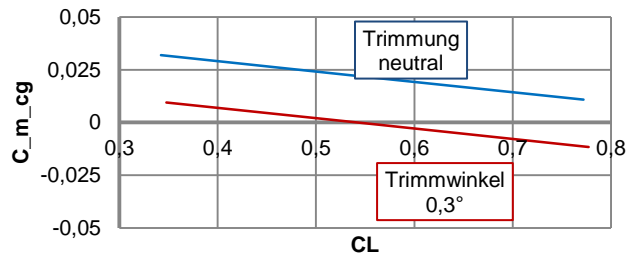


Abbildung A-11: Ermittlung des Trimmwinkels im Reiseflug (Stabilitätsmaß 5%)

Tabelle A-8 zusammengefasst. Die Summe der Einzelmassen von 166,39 t nach einer Iteration weicht nur geringfügig von dem Anfangswert von 167,67 t ab. Bei der Verwendung des komplexen statistischen Ansatzes aus Kapitel 3.2.1.2 steigt die Referenzmasse auf 178,3 t, während die Summe der Einzelmassen mit 170,9 t eine größere Abweichung aufweist. Dieses Ergebnis weist auf eine Konvergenz der Gesamtmasse gegen einen Wert von unter 167 t bei iterativer Anpassung des Anfangswerts.

5.4.2.3 Stabilität

Der Reiseflug erfolgt bei einem Stabilitätsmaß von 5%. Nach Abbildung A-11 ist ein Trimmwinkel relativ zur Flugzeugachse von $0,3^\circ$ erforderlich. Die vorderste Schwerpunktlage mit voll ausgefahrenen Klappen in Meereshöhe bei einem Anstellwinkel des Leitwerks von -10° und einem Höhenruderausschlag von -20° befindet sich bei 28,35 m. Gegenüber der Neutralpunktlage bei 30,48 m entspricht dies einem Stabilitätsmaß von über 42%.

Zu berücksichtigen ist, dass die Stabilitätsberechnung eine grobe Abschätzung aufgrund verwendeter Methoden ist. Als Ergebnis wird deswegen davon ausgegangen, dass das Höhenleitwerk ausreichend groß dimensioniert ist und gegebenenfalls Potential zu einer Verkleinerung besitzt.

Die Analyse der lateralen Stabilität nach Nicolai, Carichner (2010) zeigt, dass bei Ausfall des äußeren Triebwerks die Maschine mit einem Ruderausschlag von 6° stabilisiert wird. Der zusätzliche Widerstand der stehenden Luftschraube bleibt unberücksichtigt, da er durch die Blattverstellung stark reduzierbar ist. Im Fall des Seitenwinds ist die Ruderwirkung bei 20° nicht ausreichend, um dem Moment entgegenzuwirken. Hierfür sind konstruktive Maßnahmen wie die Verwendung eines zweiteiligen Seitenruders (Vgl. Raymer 2012 S.99) denkbar.

5.4.3 Analyse: V-400-5t-3k-FB

In dem Bestreben den Rumpf bei konstanter Passagierzahl zu verkürzen, wird das Potential der Konfiguration mit einem breiten Rumpf von 6,32 m untersucht. In dem zylindrischen Teil der Kabine wird dadurch eine Anordnung von 10 Sitzen pro Reihe ermöglicht. In dem verlängerten Heck werden ebenfalls Sitze installiert und Raum für den Einbau von sanitären Einrichtungen vorgesehen. Hierdurch wird eine Verkürzung gegenüber der CLs-V2 um 3 m erreicht.

Die aerodynamische Analyse zeigt, dass das S_{wet}/S_{ref} -Verhältnis beider Konfigurationen mit 7,33 und 7,36 keinen signifikanten Unterschied aufweist. Unter anderem ist dies auf den breiten Rumpf der FB-Variante zurückzuführen, der einen größeren Teil der Tragfläche und des Leitwerks verdeckt. Das C_{D_0} ist unter gleichen Randbedingungen mit 0,0210 gegenüber 0,0207 um 1,4% höher. Die Massenabschätzung nach der RC6-Methode liefert einen Anstieg des Treibstoffbedarfs von 280 kg, wobei etwaige strukturelle Vorteile aufgrund des rein statistischen Ansatzes für das Leermassenverhältnis unberücksichtigt bleiben.

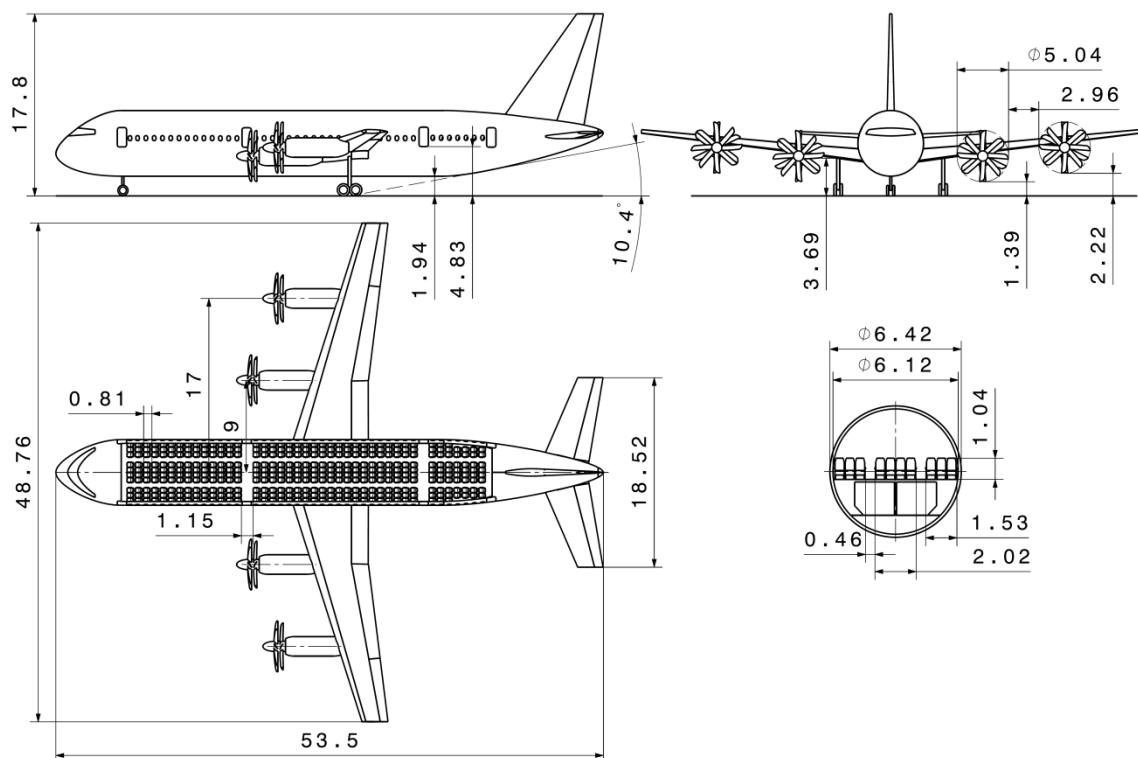


Abbildung 5-23: V-400-5t-3k-FB

Die FB-Version weist qualitative Vorteile wie den größeren Anstellwinkel beim Start und gleicher Fahrwerkslänge gegenüber der CLs-V2 auf. Der kurze Rumpf erlaubt eine bessere Wendigkeit am Boden und die Rumpfbreite bietet eine stabilere Anbindung der Tragfläche an den Rumpf. Die bodennahe Anordnung des Rumpfs ist für Sicherheit von

Passagieren vorteilhaft, da Schäden an Luftschrauben bei Bodenkontakt verringert werden. Das Ergebnis weist Ähnlichkeiten mit der Analyse des Hochdeckers in Kapitel 0 auf, da aerodynamische Nachteile und mögliche strukturelle Vorteile gegenüber der CLs-Version vorhanden sind.

5.4.4 Ergebnisse: Phase 3

Die Verwendung eines breiten Rumpfs für eine kürzere Kabine bietet gegenüber der klassischen Variante keine deutlichen Vorteile. In erster Linie ist eine längere Hecksektion, die zur Einhaltung eines Einzugswinkels von 20° erforderlich ist, für den Anstieg des Widerstands verantwortlich. Die Vergrößerung der Rumpfoberfläche führt außerdem zu einem Anstieg der Rumpfmasse, welcher die Massereduktion durch das größere Widerstandsmoment voraussichtlich kompensiert. Durch die Verkürzung wird kein niedrigerer Airport Index erreicht, weshalb der Entwurf in dieser Form nicht weiter verfolgt wird.

5.5 Entwurf: Phase 4

In der vierten Phase werden fortgeschrittene Methoden zur Berechnung des induzierten Widerstands eingeführt, um die Qualität des Entwurfs zu erhöhen. Hierzu wird eine Vergleichsstudie durchgeführt, die unter anderem den Einfluss der Triebwerksgondeln berücksichtigt. Weiterhin werden drei Rumpfvarianten entworfen und analysiert, die für Aufbau neuer Konfigurationen verwendet werden. Weiterhin wird der Einfluss der Verringerung des L/D-Verhältnisses zugunsten einer Massenreduktion auf den Treibstoffbedarf untersucht. Abschließend wird eine Konfiguration unter Verwendung realer Triebwerksdaten ausgelegt.

5.5.1 Modifikation der Auslegungsmethode

Die RC-6-Massenabschätzungsmethode, beschrieben in Kapitel 3.2.1.2, wird durch die Einführung von neuen Methoden der Analyse des induzierten Widerstands für die Bestimmung des L/D-Verhältnisses ergänzt. Weiterhin wird der statistische Ansatz für das W_e/W_0 -Verhältnis durch den Aufbau mittels Komponentenmassen ersetzt. Die Zusammenstellung der Komponentenmassen der „Kombination III“ in Tabelle A-9 erfolgt nach Torenbeek (1982), wobei die einzelnen Formeln für die Komponenten von unterschiedlichen Autoren verwendet werden. Der Aufbau der Auslegungsmethode ist in Kapitel 3.2.1.4 beschrieben.

5.5.2 Studie: Einfluss der Streckung und Triebwerksanordnung auf die Aerodynamik und Masse

Die Auswertung von Oswaldfaktoren existierender Konfigurationen in Tabelle A-10 zeigt, dass diese bis zu 30% höher sind als bei Prototypen in Phase 3.

Der Einfluss der Triebwerksgondeln wird hierbei durch aufgeführte Turboprop-Maschinen verdeutlicht. Trotz Gondeln auf der Tragflächenoberseite bei Il-18 und Saab 340B wird ein höherer Oswaldfaktor erreicht als bei An-12 mit Gondeln unter der Tragfläche. Der Einfluss von Pfeilung und Machzahl wird durch strahlgetriebenen Maschinen veranschaulicht. Die aufgeführten Konfigurationen weisen trotz einer Pfeilung von mehr als 15° Oswaldfaktoren von über 0,6 auf.

Durch die Verwendung der Abschätzungsmethoden nach Howe (2000), Nita und Scholz (2012) sowie Shevell (1989), wird eine größere Zahl von Parametern berücksichtigt als nach Raymer (2012). Die formelmäßigen Zusammenhänge sind in Kapitel 3.2.3.2 beschrieben. Zum Vergleich der Methoden wird im Folgenden eine Studie durchgeführt, die den Einfluss der Konfigurationsmerkmale Streckung (Abbildung 5-24), Pfeilung

(Abbildung 5-25), Zuspitzung (Abbildung 5-27), Triebwerksanordnung (Abbildung 5-28) sowie der Flugmachzahl (Abbildung 5-26) berücksichtigt.

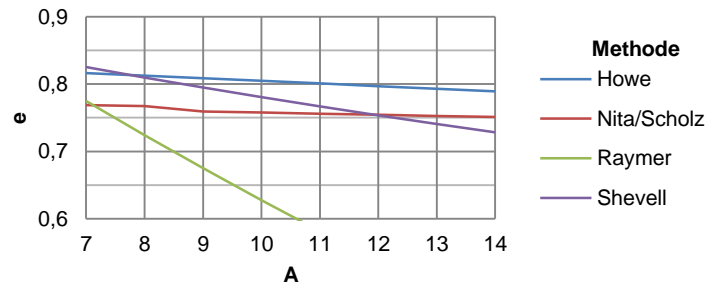


Abbildung 5-24: Oswaldfaktor: Einfluss der Streckung

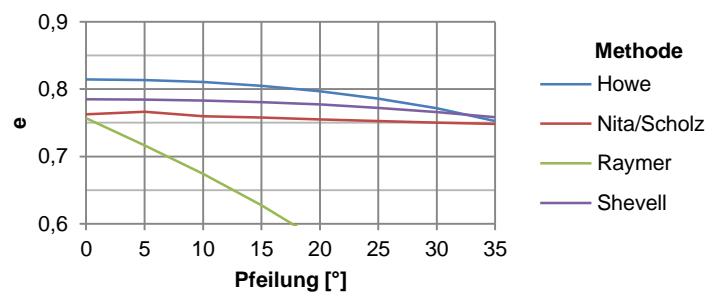


Abbildung 5-25: Oswaldfaktor: Einfluss der Pfeilung

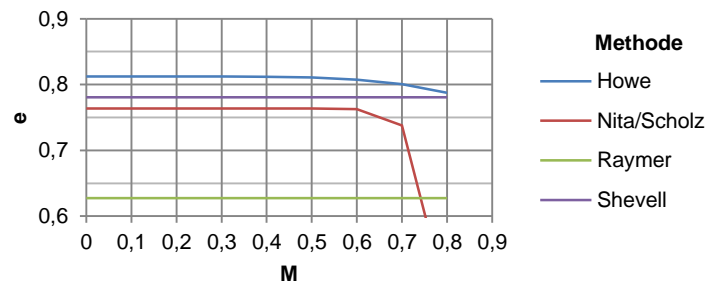


Abbildung 5-26: Oswaldfaktor: Einfluss der Machzahl

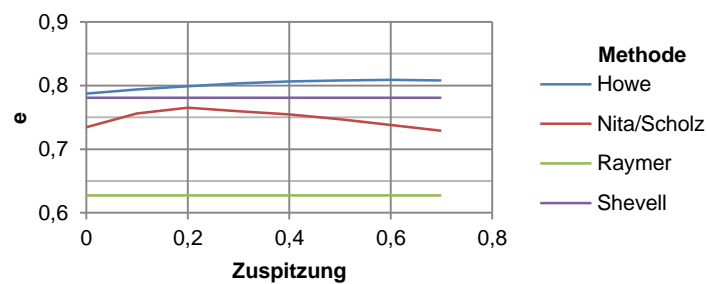


Abbildung 5-27: Oswaldfaktor: Einfluss der Zuspitzung

Die Methode nach Raymer liefert vergleichsweise konservative Ergebnisse, während andere eine Größenordnung des Oswaldfaktors aufweisen, die mit Referenzwerten von

Torenbeek (1982) übereinstimmt. Die Methoden weisen weiterhin unterschiedliche Sensitivitäten gegenüber verschiedenen Parametern auf. Beispielsweise liefert die Methode nach Shevell deutlich niedrigere Werte des Oswaldfaktors bei großer Streckung, als die Methoden nach Nita und Scholz sowie Howe. Da die Methode nach Howe vergleichsweise optimistische Ergebnisse liefert, wird der Oswaldfaktor im Rahmen der Arbeit um 5% verringert.

Die Methode nach Howe beschreibt als einzige den Einfluss von Triebwerksgondeln auf der Tragflächenoberseite. Obwohl dieser Effekt von diversen Faktoren wie Gondelform und Position abhängt, wird vereinfachend angenommen, dass jede Veränderung der Profilerseite den induzierten Widerstand erhöht. In Abbildung 5-28 ist erkennbar, dass bei vier Gondeln auf der Tragflächenoberseite eine Verringerung des Oswaldfaktors von 10% zu erwarten ist.

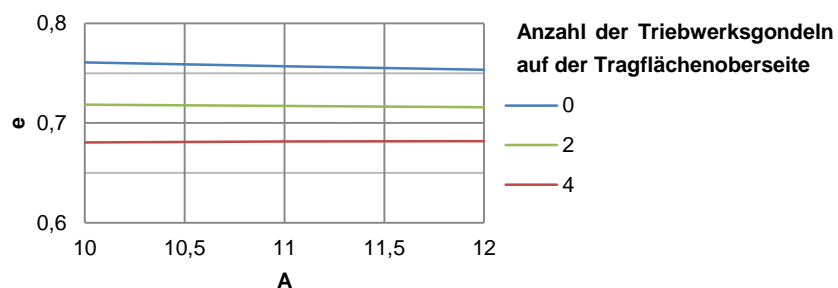


Abbildung 5-28: Einfluss der Triebwerksgondeln auf der Tragflächenoberseite nach Howe ($M=0,7$)

5.5.3 Variation der Gondelanordnung an einer Beispielkonfiguration

Eine hohe Position der Triebwerksgondeln ist aufgrund der Bodenfreiheit der Luftschrauben und der tiefen Lage des Rumpfs von Interesse. Deswegen wird eine Konfiguration mit einer Triebwerksanordnung über den Tragflächen und einem verkürzten Fahrwerk analysiert. Die Basis bildet die CLs-V2 mit Triebwerken unter der Tragfläche, welche für den Vergleich herangezogen wird. Der Oswaldfaktor wird für alle Varianten nach Howe (2012) ermittelt.

Die Verschlechterung des Oswaldfaktors durch die Anordnung von vier Triebwerken auf der Tragflächenoberseite erhöht den Treibstoffbedarf um bis zu 4,4%. Eine Verkürzung des Fahrwerks von 4 m auf 2,5 m, dargestellt in Abbildung 5-30, reduziert den Nachteil auf 2,5%. Kompensiert wird der Widerstandsanstieg durch die Massereduktion jedoch nicht vollständig. Bei der Anordnung von zwei Gondeln auf der Tragflächenoberseite steigt der Treibstoffbedarf um mindestens 0,35%. Durch eine solche Anordnung erhalten die inneren Luftschrauben zwar eine größere Bodenfreiheit, der erlaubte Hängewinkel bei Start und Landung wird jedoch verringert. Eine hohe Position der

Gondeln erfordert eine komplizierte Umleitung der Abgase des Kerntriebwerks, wodurch der Widerstand und die Masse wiederum steigen.

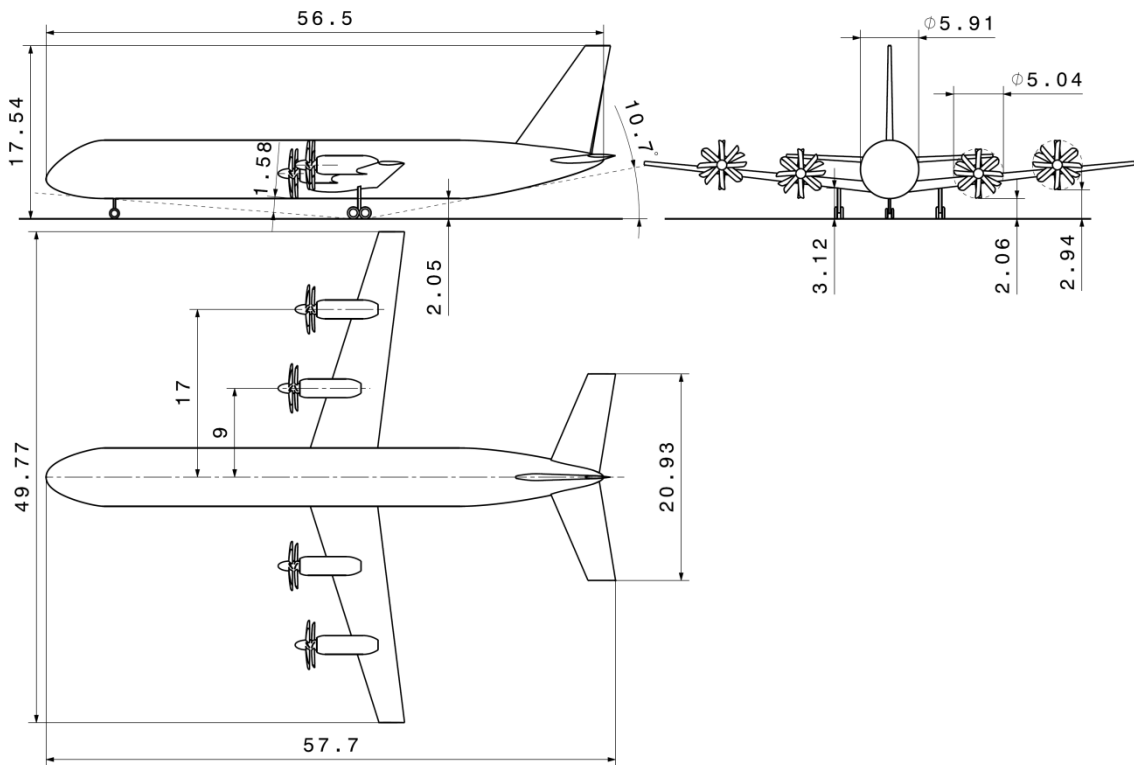


Abbildung 5-29: Entwurf mit vier Triebwerken auf der Tragflächenoberseite (Fahrwerkshöhe 3,1 m)

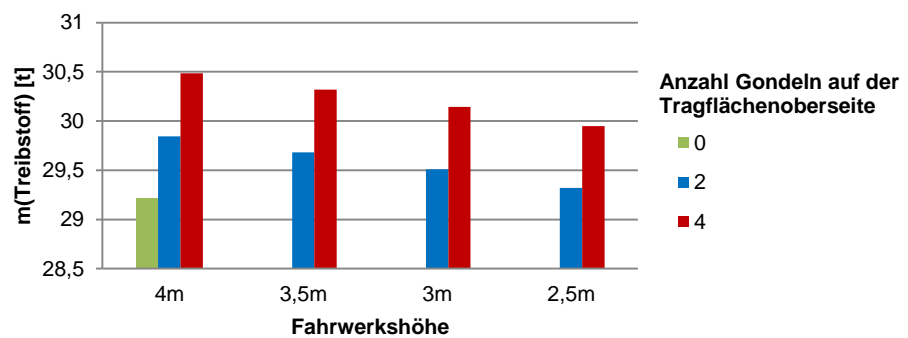


Abbildung 5-30: Einfluss der Triebwerksgondeln: Treibstoffbedarf zur Erfüllung der Standardmission ($A=10$, $h=8\text{km}$, $V=190\text{ m/s}$)

Die Bodenfreiheit der Luftschrauben ermöglicht den Einsatz auf unbefestigten Pisten und die Beladung wird durch die bodennahe Rumpfanordnung vereinfacht. Dadurch wird das potentielle Einsatzgebiet für die Maschine erweitert, was den wirtschaftlichen Nachteil relativiert.

5.5.4 Entwicklung der Rumpfkongfigurationen in Phase 4

In der vierten Prototypenreihe werden drei Rumpfe mit unterschiedlicher Anordnung der Passagierdecks untersucht. Dabei weisen die ersten zwei kreisrunde und das letzte einen doppelkreisförmigen Querschnitt in vertikaler Anordnung auf. Die Berechnung der Rumpfmasse erfolgt nach Torenbeek (1982, Appendix D) unter Berücksichtigung der Schalenfläche, der Größe und Art von Ausschnitten, der Größe und des Typs der Böden, Anzahl und Länge der Treppen sowie der Inneneinrichtung. Bei der Rumpfschale wird nach Einschätzung des Autors die Masse um 5%, bei dem Druckschott um 20% verringert, um den Einfluss der Faserverbundwerkstoffe zu berücksichtigen. Das Flight-Deck nach Torenbeek (1982, S.88) wird für die vorläufige Dimensionierung der Cockpitscheiben verwendet. Die Passagierdecks werden mit dem Boden vom Typ B (Torenbeek 1982, S.463) mit einem zulässigen Druck von 500 kg/m^2 (Torenbeek 1982, S.73) ausgestattet. Für den Frachtbereich wird der Boden vom Typ C mit einer Belastbarkeit von 1000 kg/m^2 verwendet. als Reserve für die Installation von Komponenten wird der Frachtboden vereinfacht durch den Flügelkasten geführt. Es handelt sich um eine Berechnungshilfe und stellt keine strukturelle Maßnahme dar. Der Sitzabstand beträgt für alle Konfigurationen 81 cm.

5.5.4.1 Rumpfaufbau: V-400-5t-3k-CLs-V3

Bei der konventionellen Variante wird das Passagierdeck an die Bestuhlung angepasst und die Inneneinrichtung auf dem Unterdeck positioniert. Der Frachtbereich wird auf ein Fassungsvermögen von 16 LD-3 Containern, welche die Fracht von 5 t und das Gepäck von 400 Passagieren aufnehmen, verkleinert. Das Gepäckvolumen wird durch die Annahme einer mittleren Dichte von 200 kg/m^3 nach Torenbeek (1982, S.79) berechnet. Die Verbindung zwischen den Decks wird durch Wendeltreppen im Bug und Heck ermöglicht. Die Abmessungen der Inneneinrichtung werden von Torenbeek (1982, S.80) übernommen.

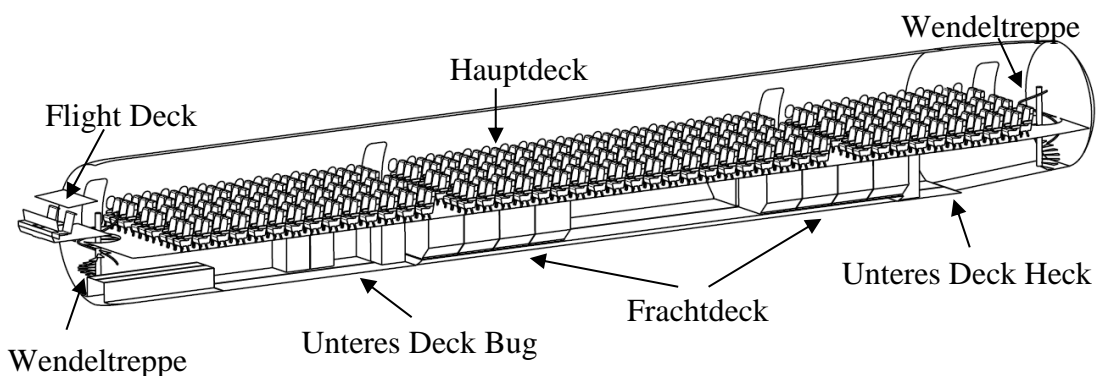


Abbildung 5-31: Rumpfinnenaufbau: CLs-V3

Die Ganghöhe von 1,95 m auf dem unteren Deck wird erreicht, indem das Niveau des Bodens gegenüber dem Frachtraum abgesenkt wird. Das Bugfahrwerk wird nach vorne eingezogen, sodass eine entsprechende Anhebung des Bodens im Frontbereich erfolgt. Die Zusammensetzung der Rumpfmasse von 22,05 t ist Tabelle A-14 aufgeführt. Hierbei werden jedoch keine Notausgänge auf dem unteren Deck berücksichtigt, die zur Evakuierung notwendig sein können.

Die Türen und Frachttore auf der Steuerbordseite erfordern einen größeren Abstand, da sie die Festigkeit des Rumpfs beeinträchtigen. Im Rahmen des Entwurfs dient das Modell der Vermessung der Rumpfföffnungen, wofür die Anordnung akzeptabel ist.

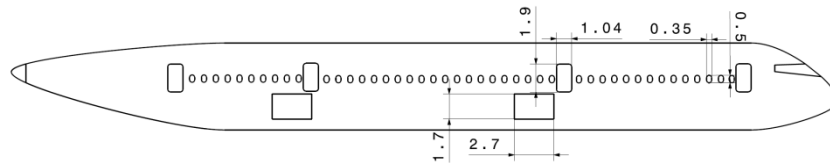


Abbildung 5-32: Rumpfausschnitte: Steuerbord, CLs-V3

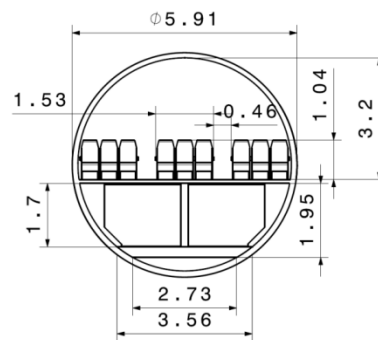


Abbildung 5-33: Rumpfquerschnitt CLs-V3

5.5.4.2 Rumpfaufbau: V-400-5t-3k-Z

Um die Effizienz der Raumausnutzung weiter zu erhöhen, wird in einem kreisförmigen Rumpfquerschnitt ein Teil der Passagiere auf dem Niveau des Frachtdecks untergebracht. Da die Anforderungen ein geringes Frachtvolumen vorsehen, ist die Verkürzung des Frachtdecks unproblematisch, wobei ein Teil des Passagiergepäcks ohne Container in der Hecksektion untergebracht wird.

Das untere Deck wird für das Boarding mit zwei Zugängen ausgestattet. Zwischen den Decks wird eine Wendeltreppe im Bug integriert. Der untere Boden wird durchgehend als Frachtboden ausgelegt, um im Bedarfsfall eine Substitution der Einrichtung zu ermöglichen.

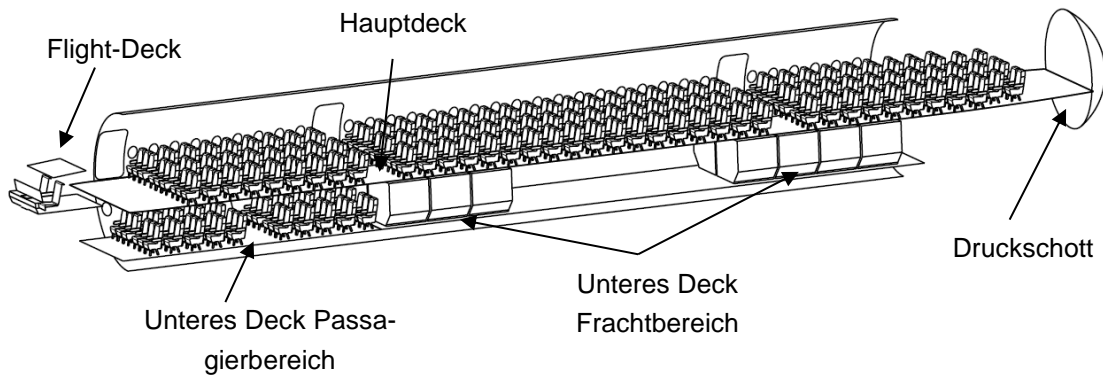


Abbildung 5-34: Rumpffinnenaufbau: Z-Variante

In der vorliegenden Ausführung werden aufgrund einfacher Modellierbarkeit elliptische Fenster eingesetzt. Zwei Frachttore auf der Steuerbordseite ermöglichen die Frachtzuladung. In Abbildung 5-35 ist erkennbar, dass zwischen der Tür des Hauptdecks und dem vorderen Frachttor ein größerer Abstand erforderlich ist.

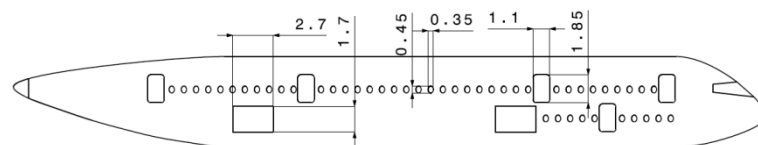


Abbildung 5-35: Rumpfausschnitte: Steuerbord, Z-Variante

Durch eine Reduktion der Rumpfoberfläche verringert sich entsprechend der Tabelle A-14 die Masse gegenüber der CLs-V3 auf 20,12 t. Es besteht weiteres Potential, da infolge der Deckanordnung der Querschnitt um 10 cm erweitert worden ist. Während der Platz für die Inneneinrichtung für kurze Strecken ausreichend ist, ist bei einer Auslegung für mittlere Flugstrecken eine Verlängerung des Rumpfs notwendig. Weiterhin ist die Ausnutzung des verfügbaren Volumens auf dem unteren Deck nicht zufriedenstellend. Die Entfernung der Passagiere von den Fenstern ist groß und der Zwischenraum nicht nutzbar. Auf dem Hauptdeck ist hingegen die Kopffreiheit der Fensterplätze unzureichend.

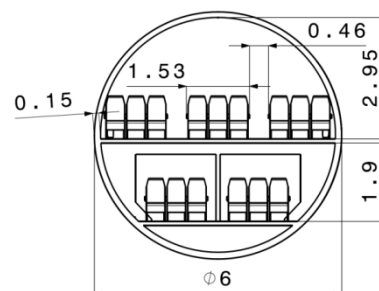


Abbildung 5-36: Rumpfquerschnitt Z-Variante

Obwohl diese Rumpfkongfiguration unausgereift ist, demonstriert sie eine Möglichkeit, den kreisförmigen Rumpfquerschnitt für einen Transport einer großen Zahl von Passagieren bei geringem Frachtvolumen auszureizen. Die bodennahe Lage des unteren Decks erleichtert den Einstieg, sofern Vorrichtungen wie in Türen integrierte Gangways vorgesehen werden. Hierdurch wird eine gewisse Abkoppelung von der Flughafeninfrastruktur ermöglicht, sofern eine ausreichende Zahl an Ausgängen vorgesehen wird.

5.5.4.3 Rumpfaufbau: V-400-5t-3k-DCC

Die Nachteile der Z-Variante bezüglich der Raumausnutzung des Kreisquerschnitts werden im Folgenden durch die Verwendung eines doppelkreisförmigen Querschnitts umgangen. Die Anordnung eines durchgehenden Frachtdecks und der zwei Passagierdecks übereinander ermöglicht eine größere Flexibilität der Verteilung der Inneneinrichtung bei einem kurzen Rumpf. Die Abweichung von der Form des idealen Druckbehälters ist hierbei moderat. Der Berechnungsansatz nach Torenbeek (1982, Appendix D) berücksichtigt die Masse von Fairings für einen doppelkreisförmigen Querschnitt. Deshalb wird davon ausgegangen, dass er für die Analyse einer solchen Konfiguration verwendbar ist.

Der Rumpf weist gegenüber den Vorgängerversionen eine größere Bodenfläche und eine höhere Zahl an Öffnungen auf, wodurch die Masse erhöht wird. Ein Vorteil des doppelkreisförmigen Querschnitts besteht in der Synthese zwischen einem Widebody-Rumpf, der eine große Zahl von Passagieren und Frachtcontainern aufnimmt, sowie einem Narrowbody, der vor allem für den Passagiertransport aerodynamische Vorteile bietet. Die Verschneidung beider Rumpffarten, wobei der schmale Rumpf sich oberhalb des breiten befindet, begünstigt die Raumausnutzung. Der untere, nicht nutzbare Teil des oberen Querschnitts und der Bereich oberhalb des Hauptdecks entfallen. Das großräumige Frachtdeck eines Widebody-Rumpfs erlaubt einen frühen Heckeinzug, was für den erreichbaren Anstellwinkel beim Start vorteilhaft ist.

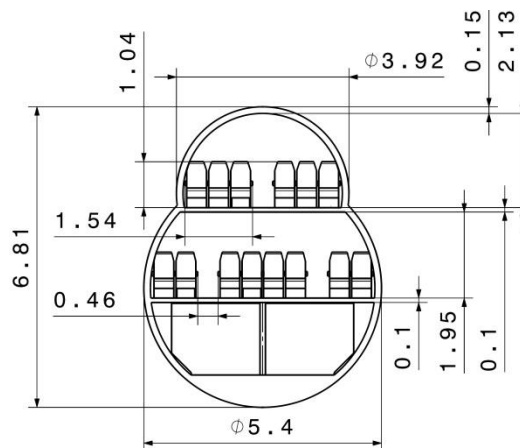


Abbildung 5-37: Rumpfquerschnitt DCC-Variante

Die Verteilung der Sitze und der Fracht ist in Abbildung 5-28 dargestellt. Diese Rumpfkongfiguration ermöglicht die Unterbringung von 180 Sitzplätzen auf dem Oberdeck samt einer Küche und drei sanitären Einrichtungen. Auf dem Hauptdeck lassen sich bis zu 240 Plätze mit einer Küche und vier sanitären Einrichtungen installieren. Die Decks werden über zwei Treppen im Bug und Heck miteinander verbunden.

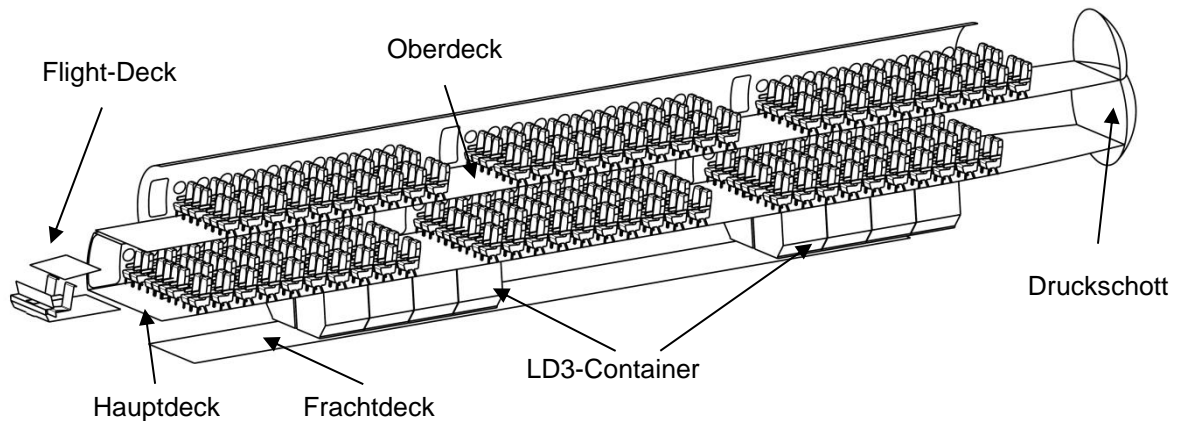


Abbildung 5-38: Rumpffinnenaufbau DCC-Variante

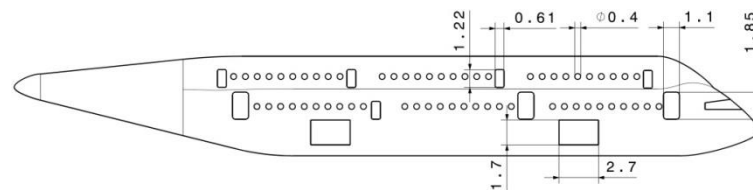


Abbildung 5-39: Rumpfausschnitte: Steuerbord, DCC-Variante

Die erste Version des Rumpfs, die der Ermittlung der Konkurrenzfähigkeit gegenüber der klassischen Variante dient, verfügt Einfachheit halber über runde Fenster und einen Ausgang nach jeweils 10 Sitzen in Längsrichtung. Das Oberdeck wird ausschließlich mit Notausgängen vom Typ B ausgestattet, das untere Deck mit Ausgängen vom Typ A. (Vgl. Torenbeek 1982, S.76/77) Außerdem wird ein Notausgang über der Tragfläche verbaut.

Das Druckschott besteht aufgrund der schmalen Hecksektion aus zwei Teilen, wie in Abbildung 5-38 dargestellt. In der Berechnung werden deswegen zwei Druckschotts berücksichtigt, wobei eine Masseneinsparung von 20% durch die Composite-Bauweise erwartet wird. Die Rumpfmasse beträgt 19,76 t und ihre Zusammensetzung ist der Tabelle A-14 zu entnehmen.

5.5.5 Vergleich der Rumpfkongfigurationen

In Tabelle 5-9 werden die Oberflächen und Rumpfmassen verglichen. Gegenüber der CLs- bietet die Z-Version dieselbe Passagierkapazität, bei einer um 11% verringerten

Oberfläche von 828 m². Der DCC-Rumpf weist mit 825 m² beinahe dieselbe Oberfläche auf, wobei 420 Sitzplätze und ein größeres Frachtdeck untergebracht werden. Nachteilig ist die Zugänglichkeit zu den oberen Decks, weshalb eine entsprechende Infrastruktur auf dem Flughafen vorzusehen ist. Weiterhin sind Notausgänge durch vollwertige Türen zu ersetzen.

Tabelle 5-9: Schalenfläche der Rumpfkfigurationen

Rumpfkonzzept	Rumpfoberfläche [m²]	Masse [kg]
CLs	933,7	22.045
Z	828,0	20.120
DCC	824,5	19.757

In Tabelle A-14 werden die Rumpfmassen heruntergebrochen und verglichen. Es ist ersichtlich, dass trotz einer großen Zahl an Ausschnitten die Massen der DCC- und Z-Versionen beinahe identisch sind. Die Z-Version weist eine höhere Anzahl von Türen als die anderen Konfigurationen auf, was zu einer höheren Masse führt. Die Verwendung eines durchgehenden Frachtdecks ist ebenfalls von Nachteil. Dadurch wird deutlich, dass die Z-Version weiteres Potential zur Masseneinsparung besitzt. Der Vorteil der DCC-Rumpfs hinsichtlich der Raumausnutzung bleibt jedoch unerreicht.

5.5.6 Einfluss der Flughöhe auf die Rumpfmasse

In Tabelle A-14 sind die Rumpfmassen für eine Höhe von 10 km berechnet worden. Der Verlauf der Rumpfmassen in Abhängigkeit der Auslegungsflughöhe ist in Abbildung 5-40 dargestellt. Ein bedeutender Treiber der Strukturmasse ist die Schale, deren in geringer Höhe von der Geschwindigkeit abhängig ist. Ab 3 bis 4 km wird Masse durch den Einfluss der Druckdifferenz bestimmt, was eine stetige Zunahme mit steigender Flughöhe bewirkt. In Abbildung 5-41 sind die Treiber Druckdifferenz, Sturzfluggeschwindigkeit und Wandstärke für die Masse der Rumpfschale aufgetragen. Für den betrachteten Widebody ist aufgrund der relevanten Flughöhen oberhalb von 6 km nur die Druckdifferenz entscheidend.

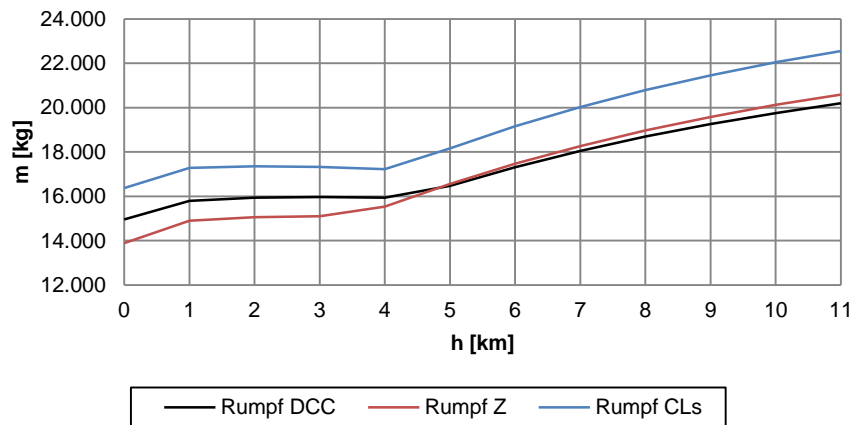


Abbildung 5-40: Rumpfmassen in Abhängigkeit der Flughöhe (konstante Geschwindigkeit)

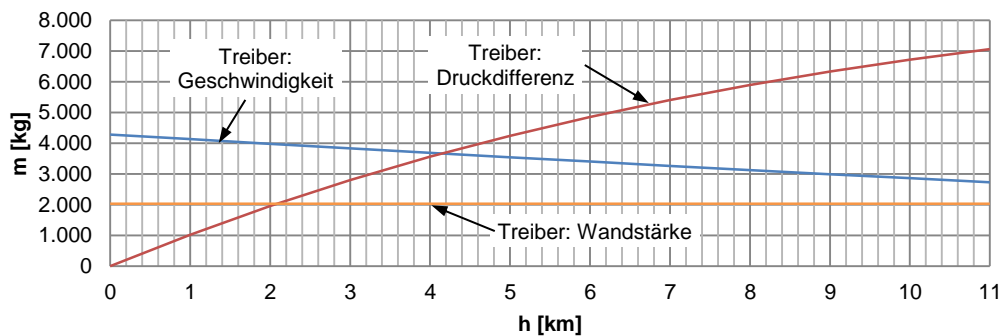


Abbildung 5-41: Verlauf der Masse der Rumpfbekplankung getrieben durch Druckdifferenz, Sturzfluggeschwindigkeit und Wandstärke; ($V=180\text{m/s}$)

Durch eine Verringerung der Flughöhe von 10 km auf 6 km wird die Masse um 13% nach Abbildung 5-40 reduziert. Weiterhin wird der Leistungsabfall der Triebwerke durch die Dichte vermindert, was den Einbau kleinerer Triebwerke ermöglicht, sofern andere Leistungsanforderungen dies zulassen.

Für die Auslegung in einer konstanten Flughöhe ist die Abschätzung der Veränderung der Rumpfmasse bei Variation der Referenzflügelfläche von Interesse. Durch die Änderung der Tragflächen- und Leitwerksmassen wird die Anbindung dieser Komponenten zum Rumpf beeinflusst. Die Auswirkungen sind im Vergleich zu geometrischen Veränderungen des Rumpfs verhältnismäßig klein. Bleiben die Rumpfabmessungen konstant, wird deshalb die Rumpfstrukturmasse im Rahmen der Auslegung als invariant angesehen. Dadurch wird die Optimierung einer Konfiguration hinsichtlich einer bestimmten Flächenbelastung ermöglicht, ohne die Rumpfmasse neu zu berechnen.

5.5.7 Konfigurationseigenschaften in Phase 4

Da die Rumpflängen und ihr Nullwiderstand variieren, werden unterschiedliche Konfigurationen auf ihrer Basis erstellt. Zur Optimierung der Auftriebsverteilung wird die optimale Tragflächenzuspitzung in Abhängigkeit der Pfeilung als

$$\lambda_{opt} = 0,45e^{-0,037\Lambda_{25}} \quad (5-2)$$

nach Nita und Scholz (2012) in die Modelle integriert. Die Zuspitzung der Leitwerke wird gegenüber dem optimalen Wert verdoppelt, um einen vorzeitigen Strömungsabriss zu vermeiden. (Vgl. Raymer 2012) Die Tragflächenmasse wird in dieser Entwurfsphase nach Torenbeek (1982, Appendix C) berechnet, um die Größe der Hochauftriebshilfen zu berücksichtigen.

Das konservative Triebwerksmodell wird kompensiert, indem das P_{SL}/W_{TO} Verhältnis auf 30 W/N begrenzt wird. Eine einheitliche Geschwindigkeit von 180 m/s wird festgelegt, um eine Vergleichbarkeit hinsichtlich der Wirtschaftlichkeit zu ermöglichen. Durch die FAR 25 wird eine Reserve der Steigfähigkeit von 30,5 m/min für Propellerflugzeuge und 152 m/min für strahlgetriebene Flugzeuge in der Reiseflughöhe vorgeschrieben. (Vgl. Raymer 2012 S. 686) Erstere wird für die Berechnungen verwendet. Gegenüber den Prototypen der Phase 3 wird der spezifische Treibstoffverbrauch im Reiseflug auf 5,086E-8 kg/J und für andere Flugzustände auf 6,651E-8 kg/J gesenkt, was den Nominalwerten des D-27-Triebwerks mit einer Erhöhung um 5% entspricht.

5.5.8 Auslegung: V-400-5t-3k-CLs-V3

Die dritte Version der klassischen Konfigurationsfamilie mit der Inneneinrichtung auf dem Unterdeck bleibt der längste und widerstandstärkste Prototyp dieser Phase. Um den induzierten Widerstandsbeiwert zu verringern, wird eine Tragfläche mit der Streckung von 12 gewählt. Dies bewirkt wiederum einen weiteren Massen- und Nullwiderstandsanstieg.

Die Auslegung erfolgt nach Abbildung A-13 mit einer Flügelfläche von 260 m² in 9 km Flughöhe, wodurch eine geringe Abweichung von dem Optimum der Master-Gleichung entsteht. Allerdings wird die Berechnung durch die Wahl der Parameter in dieser Phase deutlich vereinfacht und außerdem eine Sicherheitsmarge eingebaut.

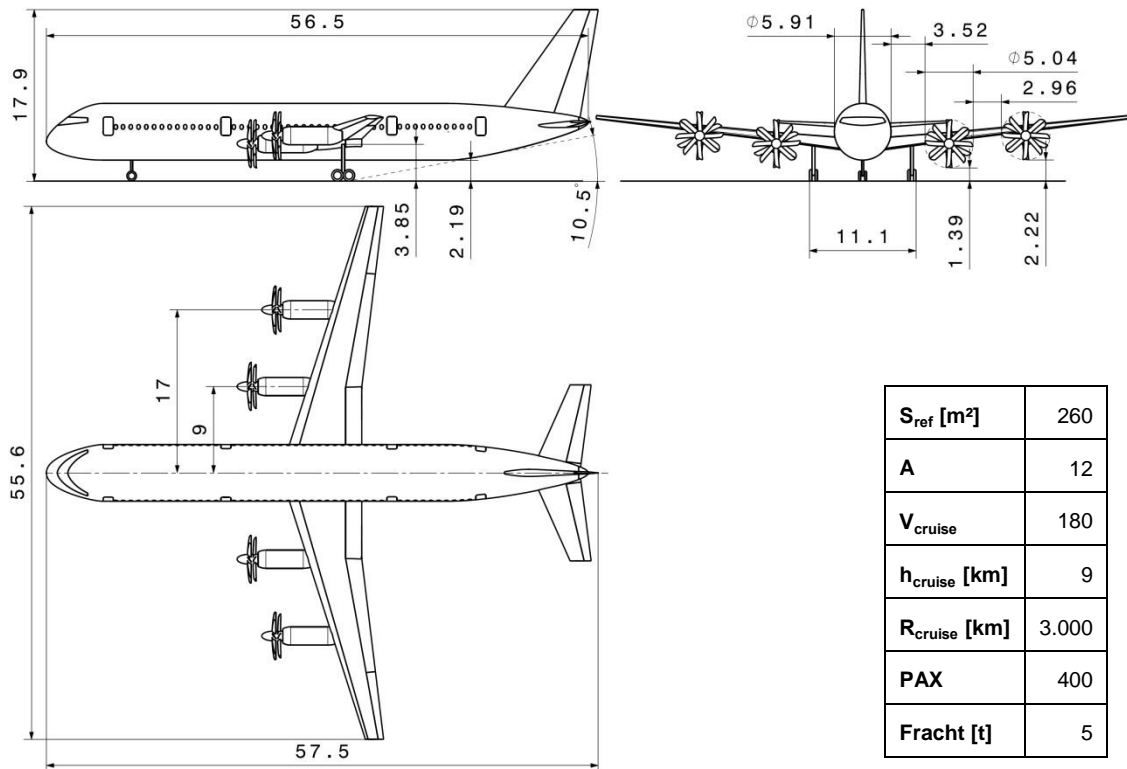


Abbildung 5-42: Dreiseitenansicht: V-400-5t-3k-CLs-V3

Tabelle 5-10: Daten CLs-V3, Oswaldfaktor nach Nita, Scholz (2012)

W₀ [kg]	163.484
W_e [kg]	86.587
W_f [kg]	26.910
e	0,7486
L/D_{cruise}	18,8
ρ [kg/m³]	0,4663
S_{ref} [m²]	260
P_{SL}/W_{TO}	29,7
P_{SL-eng} [kW]	11.902
L/D_{loiter}	16,3

Gegenüber der Vorgängerversion CLs-V2 steigt das L/D_{cruise} Verhältnis auf 18,77 durch die Vergrößerung der Flügelfläche, der Streckung und der Berechnung des Oswaldfaktors nach Nita und Scholz (2012). Aufgrund der besseren Aerodynamik und einer niedrigeren Fluggeschwindigkeit wird die Startleistung der Triebwerke um ca. 1,5 MW ver-

ringert. Die Auslegungsdiagramme und weitere Daten zu der Konfiguration sind dem Anhang A.11 zu entnehmen.

Der ARC „E“ bleibt trotz der Spannweiterehöhung unverändert. Das Optimierungspotential umfasst eine Neuordnung der Sitze, um die Zahl an Türen zu verringern. Weiterhin ist eine Verkleinerung des Leitwerks denkbar. Das vorliegende Konzept bietet vor allem den Vorteil einer niedrigen Komplexität.

5.5.9 Auslegung: V-400-5t-3k-Z

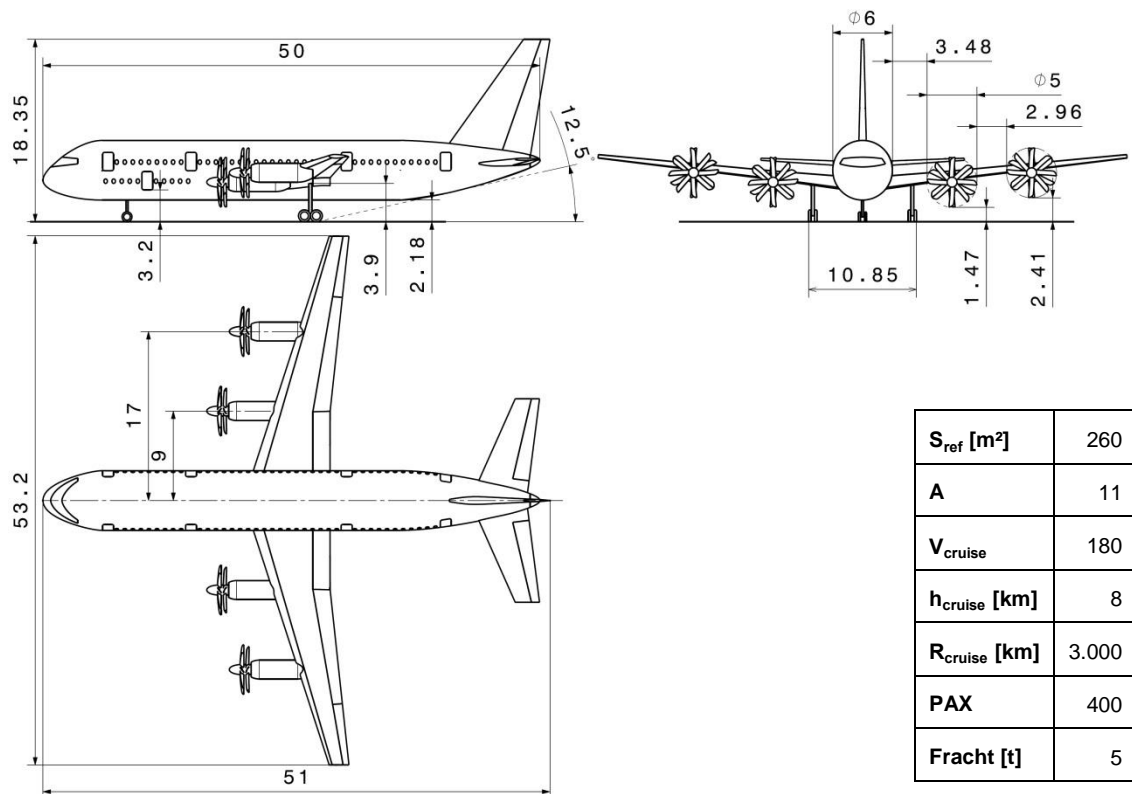


Abbildung 5-43: Dreiseitenansicht: V-400-5t-3k-Z

Durch die Verkleinerung der Rumpfoberfläche der Z-Version wird ein niedriger Nullwiderstandsbeiwert bei einer kleinen Referenzflügelfläche erreicht. Diese wird mit 260 m² für eine Reiseflughöhe von 8 km nach Abbildung A-17 festgelegt. Eine Streckung von 11 stellt einen Kompromiss zwischen der aerodynamischen Güte und den Proportionen der Maschine nach Einschätzung des Autors dar. Mit einem Airport Index „D“ bezüglich der Rumpflänge und einem ARC „E“ hinsichtlich der Spannweite bietet die Konfiguration keine Größenvorteile gegenüber der CLs-V3. Allerdings bietet sie ein größeres Potential bezüglich der Erhöhung der Passagierkapazität. Die Auslegungsbeurteilung liefert die Werte zur Aerodynamik und den Massen in Tabelle 5-11. Weitere Daten zu dem Entwurf sind in Anhang A.12 zusammengefasst.

Tabelle 5-11: Auslegungsdaten Z, 180 m/s

W₀ [kg]	161.386
W_e [kg]	84.804
W_f [kg]	26.596
e	0,7496
L/D_{cruise}	18,7
ρ [kg/m³]	0,5252
S_{ref} [m²]	260
P_{SL}/W_{TO}	26,5
P_{SL-eng} [kW]	10.480
L/D_{loiter}	16,2

5.5.10 Kompensation der Verringerung des L/D-Verhältnisses durch eine Massenreduktion

In diesem Kapitel wird die Möglichkeit untersucht, durch eine Verringerung der Flughöhe die Masse des Entwurfs zu reduzieren, um einen schnelleren Flug bei nicht maximalem L/D-Verhältnis wirtschaftlich zu ermöglichen. Dazu wird für die Rumpfvariante-Z die Fluggeschwindigkeit von 180 m/s auf 200 m/s erhöht. Der Reiseflug erfolgt dabei in 10 km Höhe bei optimaler Flächenbelastung. Die Daten des Entwurfs sind in Tabelle 5-12 zusammengefasst.

Tabelle 5-12: Auslegungsdaten: Rumpfversion-Z, 200m/s, Flughöhe 10km

W₀ [kg]	168.370
W_e [kg]	90.083
W_f [kg]	28.301
e	0,7399
L/D_{cruise}	18,54
ρ [kg/m³]	0,4663
S_{ref} [m²]	260
P_{SL}/W_{TO}	37,6
P_{SL-eng} [kW]	15.506
L/D_{loiter}	16,0

Die benötigte Startleistung beträgt 15,5 MW pro Triebwerk, was vergleichsweise hoch ist. Dies wird durch das konservative Triebwerksmodell verursacht, welches eine starke Abhängigkeit von dem Dichteverhältnis aufweist und keine Machzahlabhängigkeit besitzt. Um die benötigte Startleistung zu verringern ist deswegen der Flug in einer niedrigeren Flughöhe sinnvoll. Die optimale Referenzflügelfläche sinkt jedoch schnell mit der Dichtezunahme, was negative Auswirkungen auf das Start- und Landeverhalten hat. Von Interesse ist, ob ein Auslegungsbereich existiert, der einen wirtschaftlichen Flug trotz einer großen Referenzflügelfläche, hoher Fluggeschwindigkeit und niedriger Flughöhe ermöglicht.

Im Folgenden wird deswegen der Einfluss einer Abweichung von dem L/D_{\max} -Verhältnis, der den optimalen Reichweitenflug darstellt (Raymer 2012, S.662), untersucht. Dazu wird bei konstanter Fluggeschwindigkeit von 200 m/s und Referenzflügelfläche von 260 m² die Flughöhe variiert und der Treibstoffbedarf ermittelt. Es wird angenommen, dass durch die Verkleinerung der Triebwerksmasse die Gesamtmasse und die Treibstoffmasse verkleinert werden, sofern das L/D-Verhältnis nicht zu stark absinkt. Hierbei ist zu beachten, dass äußerlich gleiche Konfigurationen verglichen werden, die dasselbe C_{D0} und S_{ref} aufweisen. Allerdings werden die Komponentenmassen aufgrund einer Auslegung für eine niedrigere Flughöhe verringert, wodurch die Gesamtmasse und der Treibstoffbedarf beeinflusst werden.

In Abbildung 5-44 weist eine Konfiguration, entworfen für die Flughöhe von 8 km, den minimalen Treibstoffbedarf auf. Um eine Geschwindigkeit von 200 m/s in 8 km sicherzustellen, werden Triebwerke mit einer Startleistung von 12 MW benötigt. Prinzipiell handelt es sich hierbei um eine Maschine, die in 8 km mit einer Geschwindigkeit von 180 m/s optimal fliegt, jedoch genügend Leistung und Treibstoff besitzt, um die Standardmission von 3.000 km mit 200 m/s durchführen zu können. Daten der entsprechenden Konfiguration sind in Tabelle 5-13 zusammengefasst.

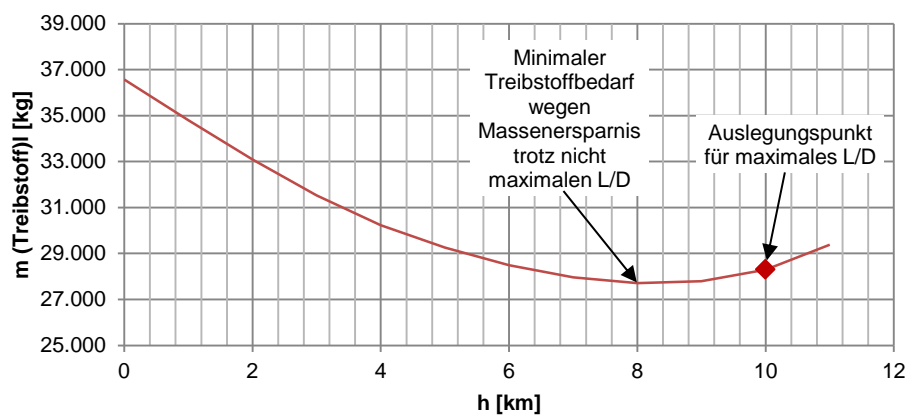


Abbildung 5-44: Treibstoffbedarf bei Anpassung der Konfiguration ($S=260\text{m}^2$, $C_{D0}=0,01855$) an eine niedrigere Flughöhe

Tabelle 5-13: Auslegungsdaten: Rumpfverson-Z, 200m/s, Flughöhe 8km

W₀ [kg]	163.907
W_e [kg]	86.208
W_f [kg]	27.713
e	0,7444
L/D_{cruise}	18,2
ρ	0,5252
S_{ref} [m²]	260
P_{SL}/W_{TO}	30
P_{SLeng}	12.044
L/D_{loiter}	15,8

In einem direkten Vergleich zwischen der optimalen Auslegung für 200 m/s in 10 km Höhe und der Konfiguration, die für 8 km ausgelegt ist, weist letztere mit 27,7 t gegenüber 28,3 t einen niedrigeren Treibstoffbedarf auf, obwohl ihr L/D_{cruise} -Verhältnis um 0,34 kleiner ist. Offensichtlich wird die Abnahme der aerodynamischen Effizienz durch die Massenreduktion kompensiert. Ein Grund dafür ist die Massersparnis bei Triebwerken und dem Rumpf, welche die Leermasse insgesamt um 3,8 t verringert. Außerdem ist durch die Machzahlabhängigkeit des Oswaldfaktors ein Flug in niedrigerer Höhe bei gleicher Geschwindigkeit vorteilhaft.

Es ist anzumerken, dass der beobachtete Effekt theoretischer Natur ist, da das Triebwerksmodell vergleichsweise konservativ ist. Die multiparametrische Analyse weist jedoch darauf hin, dass die verwendete Methode nach Kapitel 3.2.2.3 nicht voll zufriedenstellend ist. Bei gegebener Flächenbelastung kann eine Abweichung von der optimalen Flughöhe zu einer Treibstoffersparnis führen, sofern die Verringerung des L/D -Verhältnisses durch die Massereduktion kompensiert wird. Durch die Einführung eines realitätsnahen, machzahlabhängigen Triebwerksmodells in Phase 5 wird dieser Effekt voraussichtlich deutlich verringert.

5.5.11 Auslegung: V-400-5t-3k-DCC

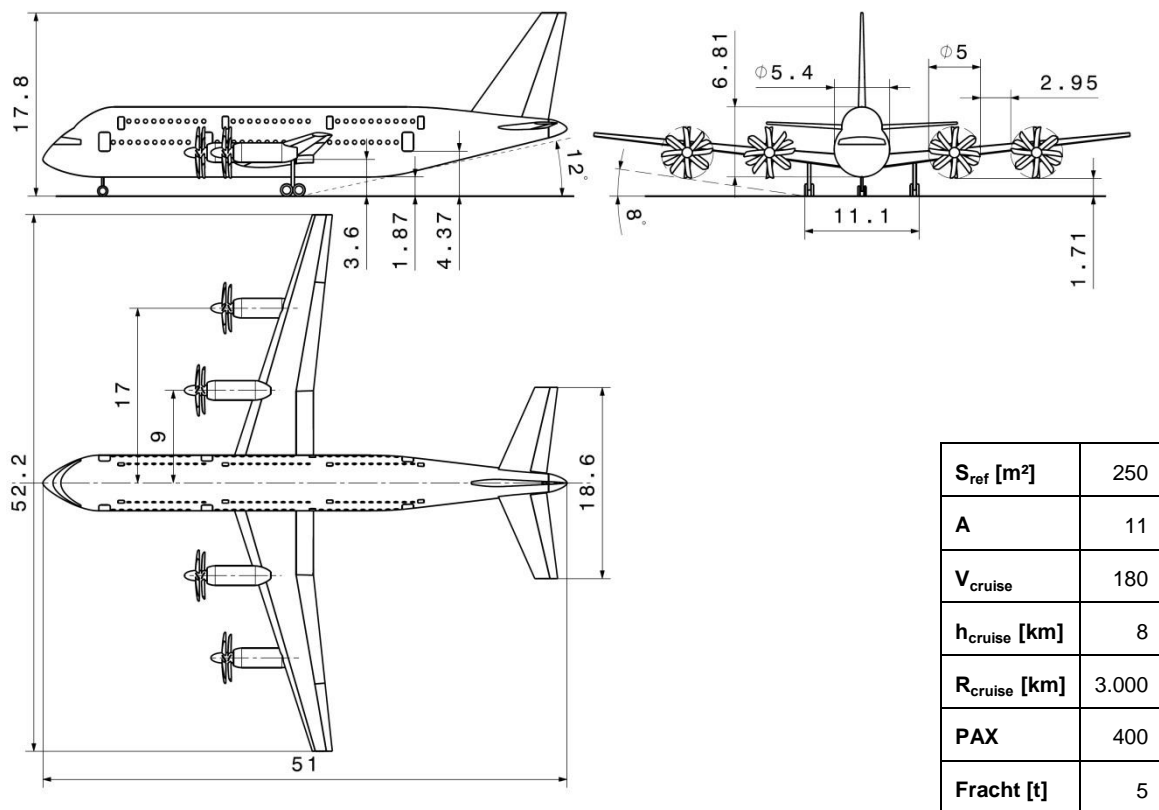


Abbildung 5-45: Dreiseitenansicht: V-400-5t-3k-DCC

Im Folgenden wird das Rumpfkonzzept mit zwei vollwertigen Passagierdecks und einem Frachtdeck für den Entwurf verwendet. Aufgrund des breiten Querschnitts des unteren Rumpfbereichs bietet die Anordnung als Tiefdecker strukturelle Vorteile. Der Luftschraubenabstand von dem Boden wird durch die Anordnung der inneren Triebwerks gondeln auf der Tragflächenoberseite für alle Propeller angeglichen. Damit wird der induzierte Widerstand in Form des K-Faktors um 5,5% gegenüber einer sauberen Tragflächenoberseite erhöht. Wie in Kapitel 5.5.3 gezeigt, ist die Erhöhung des Treibstoffbedarfs durch diese Maßnahme in Verbindung mit einem leichteren Fahrwerk moderat. Ein Nachteil dieser Triebwerksanordnung besteht in der Komplexität des Systems für die Umleitung der Abgase. Durch die Verkürzung des Hauptfahrwerks wird allerdings Masse eingespart und die Zugänglichkeit verbessert.

Die Auslegung erfolgt gemäß Abbildung A-21 für eine Flughöhe von 8 km und eine Geschwindigkeit von 180 m/s. Die Startleistung beträgt 10,65 MW pro Triebwerk bei einer Referenzflügelfläche von 250 m². Der aerodynamischen Analyse zufolge, dargestellt in Abbildung A-23, wird ein $C_{L_{max}}$ von 3,13 unter Berücksichtigung der Klappenanströmung erreicht. Im Landeanflug wird der Schub reduziert, sodass trotz eines größeren Klappenwinkels der Gesamtauftrieb konstant bleibt. Während die BFL mit 1,12 km die Anforderungen vollständig erfüllt, ist die Landestrecke nach der FAR 25 mit 2 km unverhältnismäßig lang. Der Einsatz eines stärkeren Bremssystems ist eine

Lösungsmöglichkeit, sofern der Anflugwinkel von 3° beibehalten wird. Die Rotation mit der Dauer von 3 s wird aufgrund der Flugzeuggröße nicht verändert. Die Bodenrollstrecke von 350 m bei dem Einsatz der Schubumkehr ermöglicht ein schnelles Verlassen der Bahn auf Kosten des Passagierkomforts infolge starker Bremskräfte.

Tabelle 5-14: Auslegungsdaten DCC, 180 m/s

W₀ [kg]	158.225
W_e [kg]	81.605
W_f [kg]	26.664
e	0,7208
L/D_{cruise}	18
ρ [kg/m³]	0,5252
S_{ref} [m²]	250
P_{SL}/W_{TO}	27,4
P_{SL-eng} [kW]	10.650
L/D_{loiter}	15,6

Die Analyse der Stabilität offenbart Potential hinsichtlich der Verkleinerung des Leitwerks, da die erlaubte Marge deutlich größer ist als bei ähnlich großen Maschinen. (Vgl. Torenbeek 1982 S.295) Zu beachten ist, dass Unsicherheiten mit der Berechnung der Stabilität einhergehen, da beispielsweise Propeller einen großen Einfluss durch ihren Schub und ihre Position auf die Konfiguration haben. Inwiefern die Methoden nach Raymer (2012, Kap.16) für eine Propellerblattzahl von 14 geeignet sind, ist unklar.

Weitere Daten zu diesem Entwurf sind im Anhang A.13 zusammengefasst.

5.5.12 Auslegung: V-400-5t-3k-DCC-D-27

Um eine realistische Analyse unabhängig von dem bisher verwendeten Triebwerksmodell zu ermöglichen, wird eine Berechnung unter Verwendung der Daten des D-27 Triebwerks durchgeführt. Im Auslegungspunkt in 11 km Höhe bei einer Machzahl von 0,7 beträgt die Triebwerksleistung 5,033 MW. Die Auslegung erfolgt durch die iterative Anpassung der Referenzflügelfläche und der Nutzlast. Als Massenreserve werden 2,5% der Leermasse veranschlagt. 0,51 m/s in Reiseflughöhe sind als eine Reserve der Spezifischen Überschussleistung vorgesehen. Der Treibstoffverbrauch des D-27-Triebwerks

beträgt $4,844\text{E-}8$ kg/J im Reiseflug und wird um 5% erhöht um Einbauverluste zu berücksichtigen. Der Luftschraubenwirkungsgrad im Reiseflug wird mit 0,85 konstant gehalten und richtet sich nach den Angaben des Luftschraubenherstellers¹⁹ von maximal 0,9.

Tabelle 5-15: Daten V-400-5t-3k-DCC-D-27

W₀ [kg]	156.158
W_e [kg]	84.410
W_f [kg]	26.332
e (Howe)	0,7142
L/D_c	18,6
PAX	358
P_{SL}/W_{TO}	26,9
W_{fixed}	435.725
ρ [kg/m³]	0,363918
S_{Ref}	284
C_{D0}	0,0178
L/D_l	16,1
Fracht [t]	5
P_{SL-eng} [kW]	10.300

Durch die Verringerung der Leistung und die Vorgabe der Flughöhe und Reichweite ist eine Reduktion der Nutzlast von 48,97 t auf 43,57 t erforderlich. Damit sinkt die Passagierzahl auf 358, sofern die Frachtmasse von 5 t beibehalten wird. Da die Rumpfabmessungen und damit die Masse bei der Berechnung nicht verändert werden, bleibt Potential zur Optimierung vorhanden. In Tabelle 5-15 sind die Daten des Entwurfs aufgelistet. Durch die große Referenzflügelfläche von 284 m² wird einerseits die Strukturmasse erhöht, andererseits eine Verkürzung der Start- und Landestrecke ermöglicht.

Als Ergebnis ist festzuhalten, dass der Entwurf eines Großraumflugzeugs mit einer Passagierkapazität von über 350 und einer Reiseflugmachzahl von 0,7 bereits unter Verwendung existierender Propellerturbinen möglich ist.

¹⁹ www.aerosila.ru/index.php?actions=main_content&id=17

5.5.13 Vergleich zwischen den Konfigurationen in Phase 4

Im Folgenden werden die drei Hauptentwürfe der Phase 4 verglichen, wobei ausschließlich die Varianten mit der Auslegungsfluggeschwindigkeit von 180 m/s berücksichtigt werden. Der Vergleich in Tabelle 5-16 zeigt, dass die CLs-V3 die schwerste Konfiguration mit dem größten Leistungsbedarf ist, aber auch das höchsten L/D_{cruise} -Verhältnis aufweist. Die DCC-Variante mit dem doppelkreisförmigen Querschnitt und dem niedrigsten L/D_{cruise} ist die leichteste. Dennoch beträgt der Unterschied im Treibstoffbedarf zwischen allen Konfigurationen maximal 1,2%. Die Z-Variante mit eineinhalb Passagierdecks ist mit 26,6 t die sparsamste, wobei die DCC-Variante mit 26,7 t unwesentlich mehr Treibstoff benötigt. Im Rahmen der Genauigkeit der Auslegungsberechnung ist eine eindeutige Entscheidung zwischen der Z- und DCC-Variante in diesem Zusammenhang nicht zu treffen. Die DCC-Variante weist allerdings das größte Potential auf, um durch eine Verkürzung des Rumpfs einen niedrigeren Flughafenindex zu erreichen.

Tabelle 5-16: Vergleich zwischen den Prototypen Stufe 4

Rumpfform	W_{fuel} [kg]	W_0 [kg]	W_e [kg]	P_{SL} [MW]	L/D_{max}
CLs-V3	26.910	163.484	86.587	11,9	18,8
Z	26.596	161.386	84.804	10,5	18,7
DCC	26.664	158.255	81.605	10,7	18,0

5.5.14 Auswirkungen des Triebwerksmodells auf den Entwurf

In den Phasen 2 bis 4 haben eine sukzessive Verringerung der Fluggeschwindigkeit und eine Vergrößerung der Referenzflügelfläche zugunsten kürzerer Start- und Landestrecken sowie der Reduktion der Startleistung stattgefunden. Durch die Reduktion der Fluggeschwindigkeit auf 180 m/s ist der Leistungsbedarf gegenüber früheren Prototypen auf Werte zwischen 10,5°MW und 12 MW gesunken. Mit ähnlichen Triebwerksleistungen sind schwerere und schnellere Flugzeuge wie die Tupolev Tu-114 gebaut worden. Durch den Entwurf einer Konfiguration mit den Daten eines realen Triebwerks ist gezeigt worden, dass Fluggeschwindigkeiten bis 210 m/s trotz einer niedrigeren Startleistung von 10,3 MW pro Triebwerk erreichbar sind. Dazu ist eine geringe Reduktion der Nutzlast gegenüber anderen Varianten um 11% notwendig gewesen. Auf Basis dieser Ergebnisse ist anzunehmen, dass Konfigurationen mit Leistungen um 11 MW pro Triebwerk alle Anforderungen an die Passagierkapazität, Frachtmasse und Fluggeschwindigkeit erfüllen können. Deswegen wird in der nächsten Phase ein komplexeres, an die realen Daten angepasstes Triebwerksmodell verwendet.

5.6 Entwurf: Phase 5

In der letzten Phase wird eine Konfiguration aufgebaut, die dem ARC „3D“ und dem Airport Index „C“ genügt. Damit werden die Spannweite auf 52 m und die Rumpflänge auf 48 m beschränkt. Die maximale Länge der Startbahn beträgt 1,8 km. Weiterhin wird eine weitgehende Entkoppelung von der Flughafeninfrastruktur gefordert.

Als Triebwerksmodell wird eine an die Allison-T56-Leistungskurven angepasste Funktion, beschrieben in Kapitel 3.3.3, verwendet. Dieses liefert gute Übereinstimmungen mit Daten von Triebwerken höherer Leistung, was realistische Ergebnisse des Leistungsbedarfs und der Triebwerksmasse erwarten lässt. Unter Verwendung des Modells wird die Reisefluggeschwindigkeit von 195 m/s festgelegt.

5.6.1 Rumpfaufbau: V-420-5t-3k-DCCZ

Die Rumpfvariante DCCZ, dargestellt in Abbildung 5-46, basiert auf einer Kombination des DCC- und des Z-Rumpfkonzpts aus Phase 4. Diese verfügt über zwei vollwertige Passagierdecks und ein Frachtdeck sowie vier bodennahe Türen. Es werden 420 Sitze verbaut und die Fracht in 16 LD3 Containern untergebracht.

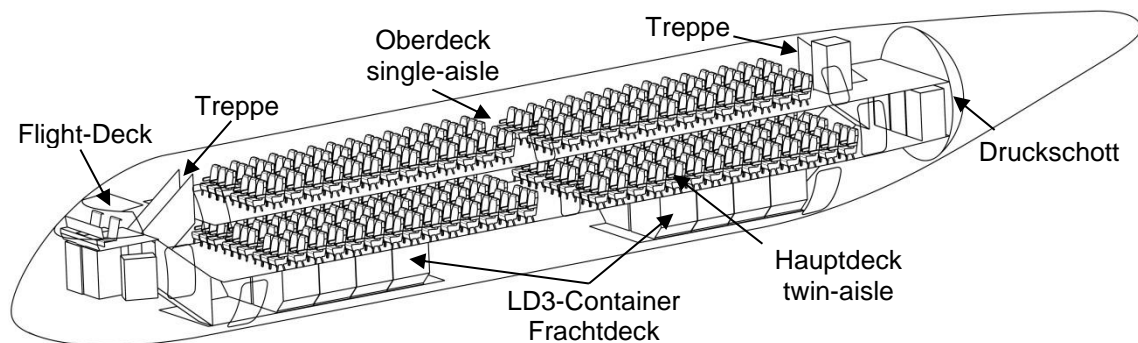


Abbildung 5-46: Rumpfinnenaufbau DCCZ

Der Zugang zum Oberdeck wird über Türen im Bug, sowie Treppen im Bug und Heck gewährleistet. Vier Notausstiege ermöglichen die Evakuierung. Auf dem Hauptdeck sind Türen in der Bug- und Hecksektion vorhanden, wobei eine Verbindung über die Treppen zum Ober- und Unterdeck besteht. Der Rumpf verfügt über vier Passagiertüren auf dem Niveau des Frachtdecks, um einen Zugang über bordeigene Gangways zu ermöglichen.

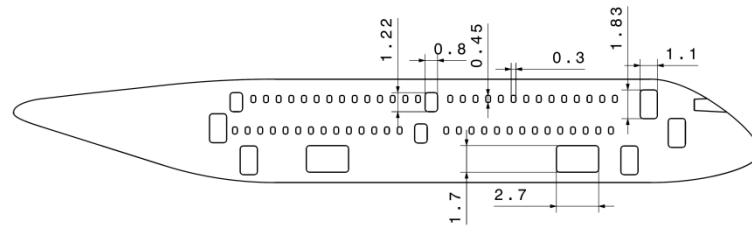


Abbildung 5-47: Rumpfausschnitte: Steuerbord, DCCZ-Variante

Durch den Festigkeitsverlust aufgrund der dichten Anordnung der Türen im Bug- und Heckbereich, dargestellt in Abbildung 5-47, ist ein Massenanstieg zu erwarten. In Abbildung 5-48 ist erkennbar, dass bei dem gewählten Querschnitt die Kopffreiheit der Fensterplätze und der Raum für Handgepäck unzureichend sind. Im Rahmen einer Weiterentwicklung des Konzepts ist der Durchmesser des oberen Rumpfbereichs zu vergrößern.

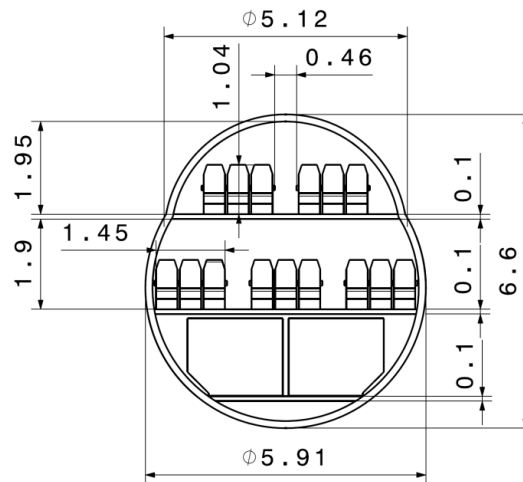


Abbildung 5-48: Rumpfquerschnitt DCCZ

5.6.2 Vorauslegung: V-420-5t-3k-DCCZ

Die Vorauslegung umfasst die Analyse des Nullwiderstandsbeiwerts bei unterschiedlichen Referenzflügelflächen und eine vorläufige Massenabschätzung. Die Spannweite wird auf 51,75 m festgelegt, sodass die Streckung mit der Referenzflügelfläche verändert wird. Basierend auf den Ergebnissen aus Kapitel 5.5, werden die Leitwerke mit verkleinerten Volumenkoeffizienten ausgelegt. Die Triebwerksgondeln werden um 0,5 m gegenüber der DCC-Variante verkürzt, da das neue Triebwerksmodell aufgrund eines geringeren höhenabhängigen Leistungsverlusts zu einem kleineren Triebwerk führt.

Die analytische Näherung des Nullwiderstandsbeiwerts über eine Potentialfunktion in Abbildung 5-49 erweist sich als weiterhin verwendbar. Es werden Referenzflügelflächen von 200 m² bis 300 m² analysiert, wodurch Streckungen zwischen 13 und 9 entste-

hen. Diese Einschränkung ist notwendig, da die verwendeten Massenabschätzungsformeln für übliche Streckungen von Passagierflugzeugen gültig sind.

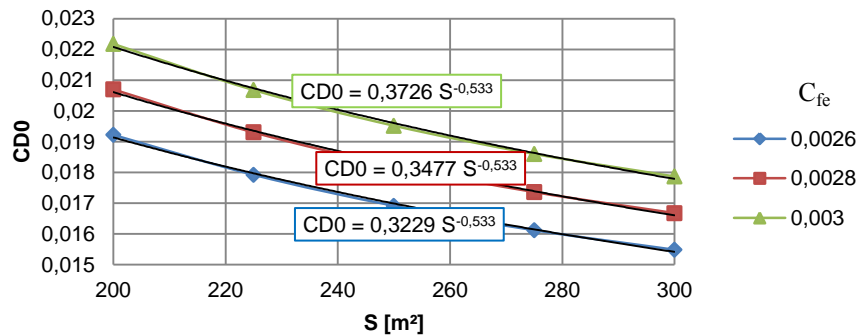


Abbildung 5-49: Analytische Näherung der Nullwiderstandsfunktion: DCCZ-Rumpfform

Die konstante Spannweite führt zu einer Änderung der Streckung mit der Referenzflügelfläche. Dadurch wird der Oswaldfaktor mit der Flächenbelastung verändert, was den Einsatz der Analysemethoden, die auf der „Master-Gleichung“ basieren, deutlich erschwert. Deshalb wird der Massenabschätzungsansatz nach Kapitel 3.2.1.4 mit dem Triebwerksmodell nach Kapitel 3.3.3 gekoppelt, wodurch simultan die Änderung aller aerodynamischen und strukturellen Parameter berücksichtigt wird. Von Nachteil ist jedoch die Undurchsichtigkeit des automatisierten Lösungswegs.

Im Rahmen der Analyse werden zunächst für unterschiedliche Referenzflügelflächen die schubminimalen Flugbedingungen ermittelt. Hierzu wird in jeder Höhe, in Schritten von 0,25 km der Schubbedarf errechnet und anschließend der niedrigste ausgesucht. In jeder Höhe erfolgt eine iterative Berechnung der Flugzeugmasse, welche die Erfüllung der Standardmission bei minimalem Konfigurationsgewicht sicherstellt.

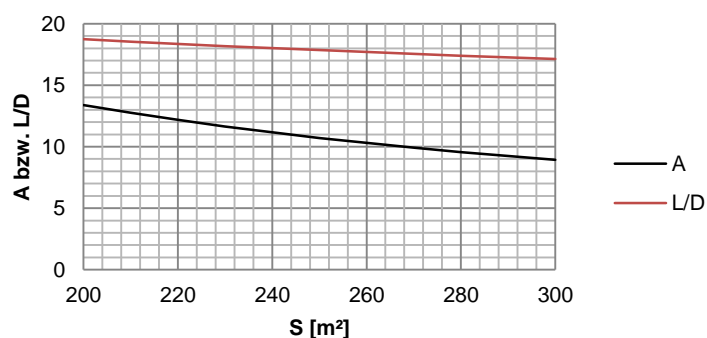


Abbildung 5-50: Verlauf der Streckung und L/D über der Referenzflügelfläche bei konstanter Spannweite

Die Analyse der Konfigurationen in Abbildung 5-50 zeigt, dass eine Vergrößerung der Referenzflügelfläche bei konstanter Spannweite die aerodynamischen Eigenschaften

insgesamt verschlechtert. Die Erhöhung des induzierten Widerstandsanteils durch die Verringerung der Streckung wird durch die Verringerung des Nullwiderstandsbeiwerts nicht kompensiert. Gemäß Abbildung 5-51 steigt Treibstoffbedarf mit der Referenzflügelfläche stetig an. Deshalb ist die Konfiguration mit der minimalen Flügelfläche zu wählen, die ein anforderungsgerechtes Start- und Landeverhalten sicherstellt.

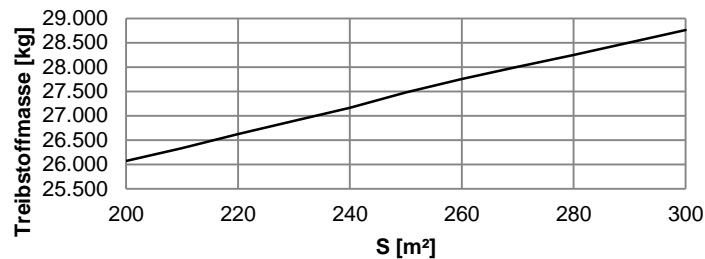


Abbildung 5-51: Treibstoffbedarf in Abhängigkeit der Referenzflügelfläche (konstante Spannweite: 51,75 m)

Zur Ermittlung des Leistungsbedarfs für Start- und Landestrecken bis 1,8 km wird die Referenzflügelfläche variiert und die Triebwerksleistung angepasst. Für die Landung wird von einem Standardanflug mit 3° und einem Bremskoeffizienten μ von 0,4 ausgegangen. (Raymer 2012, S.690) Die Ergebnisse sind in Tabelle 5-17 zusammengefasst.

Tabelle 5-17: Analyse von Starts- und Landestrecken ($\mu = 0,4$)

S_{ref} [m²]	BFL [m]	FAR25 LDG [m]	P_{SLeng} [kW]
200	1.712	1.870	10.500
250	1.534	1.638	9.500
300	1.430	1.483	9.000

Als Kompromiss zwischen dem Leistungs- und dem Treibstoffbedarf wird die Referenzflügelfläche von 250 m² gewählt, wodurch eine Streckung von 10,71 erreicht wird. Die Startleistung liegt bei 9,5 MW unter jener des D-27 Triebwerks. Bei einer Reichweite von 3.000 km und 420 Passagieren werden 27,37 t Treibstoff benötigt.

5.6.3 Analyse: V-420-5t-3k-DCCZ

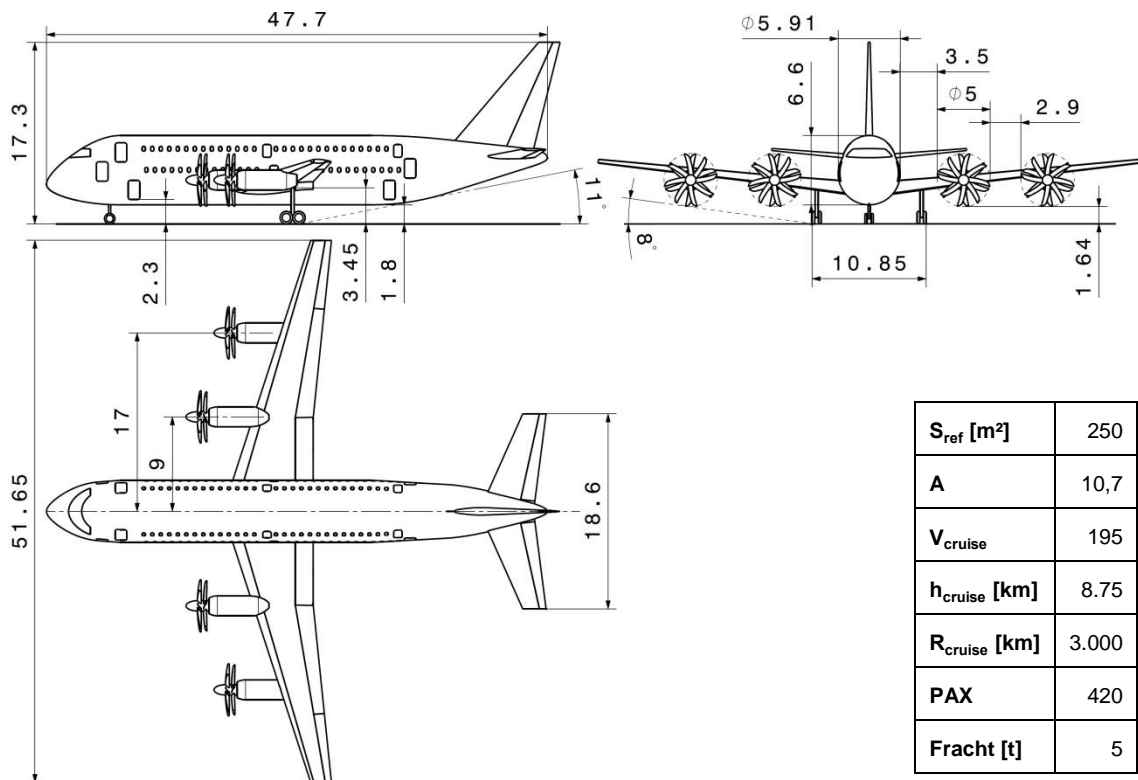


Abbildung 5-52: V-420-5t-3k-DCCZ mit 250 m² Referenzflügelfläche

Die V-420-5t-3k-DCCZ ist mit einer Rumpflänge von 47,7 m der kürzeste Prototyp im Rahmen dieser Arbeit. Zugleich weist er mit 420 die größte Passagierkapazität auf, was auf die Rumpfauslegung mit drei Decks zurückzuführen ist. Die Anhebung der inneren Triebwerksgondeln nach Vorbild der DCC-Version aus Phase 4 ermöglicht eine Absenkung des Rumpfs. Durch Türen auf dem Niveau des Frachtdecks, ähnlich der Z-Variante aus Phase 4, wird bei Verwendung der bordeigenen Gangways teilweise eine Entkoppelung von der Flughafeninfrastruktur ermöglicht. Für das konventionelle Boarding sind beidseitig auf allen Decks Türen integriert.

Durch die Verwendung eines fortgeschrittenen Triebwerksmodells weist es die niedrigste Startleistung von 9,5 MW pro Triebwerk auf. Der Luftschraubendurchmesser von 5 m ist im Vergleich zu dem Leistungsstärkeren D-27 Triebwerk mit 4,5 m überdimensioniert. Für den vorliegenden Entwurf wird er beibehalten, um eine Sicherheitsmarge bei der Bodenfreiheit zu erhalten.

Zur Erhöhung des Auftriebs werden Klappen von den Propellern angeströmt. Das Höhenleitwerk verfügt über eine V-Stellung von 5°, sodass es fast vollständig aus dem Nachlauf entfernt wird.

Durch die Anordnung der Tragfläche nahe der größten Rumpfbreite wird auf einen widerstandssteigernden Flügel-Rumpf-Übergang verzichtet. Die Abschätzung der Realisierbarkeit dieser Lösung erfordert eingehende strukturelle Analysen. Ebenso bedarf die dichte Anordnung der Türen im Bug und Heck einer genaueren Untersuchung.

In der aerodynamischen Analyse wird ein Korrekturfaktor von 0,9 eingeführt, der eine Formoptimierung durch die modernen Berechnungsverfahren der Aerodynamik impliziert. (Vgl. Raymer 2012) Durch die komponentenweise Widerstandsabschätzung, zusammengefasst in Tabelle A-33, wird ein Nullwiderstandsbeiwert von 0,01954 berechnet.

Ausgehend von der Tragflächengeometrie, einem Doppelspaltklappensystem und der Triebwerksleistung von 9,5 MW werden die Auftriebspolaren für die wichtigsten Flugzustände aufgestellt. In Abbildung 5-53 ist der Einfluss des Klappensystems und des Fahrwerks jeweils bei Start und Landung gezeigt.

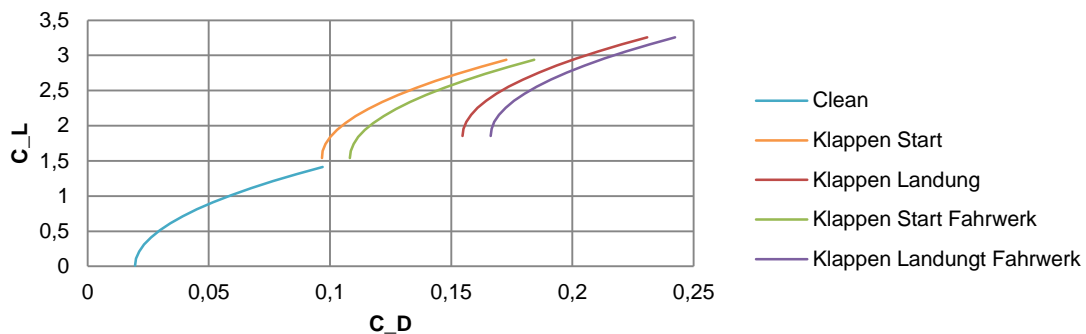


Abbildung 5-53: Auftriebspolaren: V-420-5t-3k-DCCZ

Tabelle 5-18: Aerodynamik und Massen, DCCZ

W₀ [kg]	162.942
W_e [kg]	83.385
W_{fuel} [kg]	27.372
e (Howe)	0,7188
L/D_{cruise}	17,85
L/D_{loiter}	15,45392

Die optimale Flughöhe für 195 m/s liegt bei 8,75 km, wobei ein L/D_{cruise} -Verhältnis von 17,85 erreicht wird. Die Komponentenmassen und die Zuladung der ausgewählten Konfiguration sind in Tabelle A-34 zusammengefasst. Die Gesamtmasse übersteigt mit 163 t die Massen der DCC- und Z-Varianten aus Phase 4. Ebenso steigt der Treibstoff-

bedarf auf 27,4 t. Zu berücksichtigen sind 20 zusätzlichen Sitze und eine um 15 m/s höhere Reisefluggeschwindigkeit.

Das Nutzlast-Reichweitendiagramm in Abbildung 5-54 berücksichtigt die maximale Startmasse und das verfügbare Tankvolumen. Die Nutzlast umfasst die Passagiere, Fracht und Passagiersitze. Es wird eine Erhöhung der Frachtmasse auf 10 t bei entsprechender Verringerung der Treibstoffmasse zugelassen.

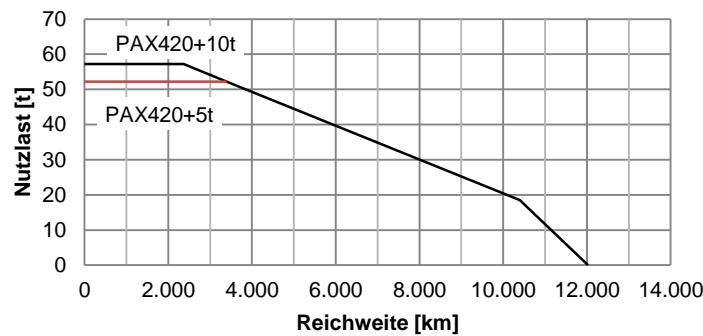


Abbildung 5-54: Nutzlast-Reichweitendiagramm; DCCZ-Variante

Da die Analyseverfahren zu der Stabilität relativ ungenau sind, wird auf eine Berechnung in dieser Phase verzichtet. Durch die Ähnlichkeit zu den früheren Prototypen werden in Bezug darauf keine Probleme erwartet.

Ergänzende Daten zu der DCCZ-Konfiguration sind in Anhang A.14 zu finden.

5.6.4 Betrachtung der Wirtschaftlichkeit

Bei voller Auslastung der Passagierkapazität wird ein spezifischer Verbrauch von 2,72 l/100 PAXkm auf einer Standardmission erreicht. Im Sinne der Vergleichbarkeit wird der spezifische Verbrauch für typische Auslastungsfaktoren (IATA 2013) unterschiedlicher Regionen betrachtet. Eine Treibstoffersparnis aufgrund der niedrigeren Nutzlast wird nicht berücksichtigt.

Der durchschnittliche Flottenverbrauch deutscher Fluggesellschaften lag im Jahr 2012 bei 3,8 l/100PAXkm (BDL 2012). Dieser wird bei dem Auslastungsfaktor von 80,2% durch den vorliegenden Entwurf um 11% unterboten. Damit besitzt die vorliegende Konfiguration ein Einsparungspotential gegenüber einer relativ modernen Flugzeugflotte. In Tabelle 5-19 sind die Verbrauchswerte für typische Auslastungsfaktoren für das Jahr 2013 dargestellt.

Tabelle 5-19: Spezifischer Treibstoffverbrauch der DCCZ-Konfiguration (Load Factor nach IATA (2013))

Region	Load Factor [%]	Verbrauch [l/100PAXkm]
Afrika	70,0	3,88
Asien/Pazifik	78,1	3,45
Europa	80,7	3,36
Lateinamerika	77,5	3,50
Mittlerer Osten	78,5	3,46
Nordamerika	84,0	3,23

Durch die Verwendung von Verbrauchsdaten moderner Triebwerke im Rahmen der Arbeit ist der technologische Fortschritt in dem Entwurf nicht berücksichtigt. Durch die Verwendung neu entwickelter Triebwerke ist eine weitere Steigerung des potentiellen Verbrauchsvorteils zu erwarten.

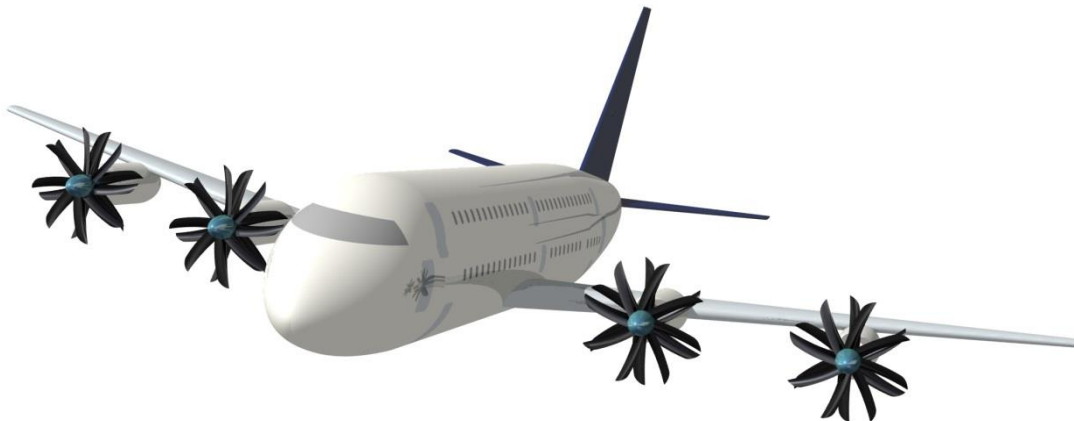


Abbildung 5-55: V-420-5t-3k-DCCZ

6 Zusammenfassung

Im Rahmen des Entwurfs einer Propellerturbinen-getriebenen Konfiguration für stark frequentierte Kurz- und Mittelstrecken ist eine Maschine entwickelt worden, die geeignet ist, eine große Zahl von Passagieren zwischen Flughäfen mit vergleichsweise kurzen Startbahnen zu transportieren. Die Vorteile des Turboprop-Triebwerks sind dabei gezielt ausgenutzt worden, um kurze Start- und Landestrecken bei einer großen Nutzlast zu ermöglichen und den Treibstoffverbrauch zu senken.

Ausgehend von einer Situationsanalyse, welche eine Marktanalyse und historische Recherche umfasst, ist eine Anforderungsbasis für die Entwicklung eines Konzeptentwurfs geschaffen worden. Unter Verwendung der Fachliteratur sind Methoden für dessen Auslegung und Berechnung ausgesucht, analysiert und modifiziert worden, um verlässliche Aussagen über die Leistungsfähigkeit zu erhalten. Eine Machbarkeitsstudie ist durchgeführt worden, um die wichtigsten Konfigurationsmerkmale festzulegen. Während des Entwurfsprozesses sind verschiedene Konfigurationen erstellt worden. Das simultane Vorgehen bei der Recherche, der Methodenauswahl und dem Entwurfsprozess ist durch das gewählte Vorgehensmodell unterstützt worden.

Als Ergebnis des Entwurfsvorgangs ist eine Konfiguration erstellt worden, die in der Lage ist 420 Passagiere und eine Fracht von 5 t über eine Entfernung von 3.000 km zu transportieren. Die Reisefluggeschwindigkeit beträgt dabei 195 m/s in einer Reiseflughöhe von 9 km. Die Start- und Landestrecke betragen weniger als 1,8 km. Der Entwurf verfügt über vier Triebwerke mit einer Startleistung von jeweils 9,5 MW.

Die Maschine weist eine konventionelle Auslegung als Tiefdecker mit tragflächenseitiger Triebwerksmontage auf. Dadurch wird die Lärmemission reduziert und die Hochauftriebssysteme angeströmt, um den Auftrieb zu erhöhen. Das Leitwerk ist im Sinne der Komplexitätsreduktion konventionell ausgeführt. Um eine ausreichende Bodenfreiheit für die Luftschrauben zu erreichen, werden die rumpfnahen Triebwerksgondeln auf der Tragflächenoberseite positioniert.

Das Muster verfügt über einen Rumpf mit einem doppelkreisförmigen Querschnitt mit zwei Passagierdecks und einem Frachtdeck. Im Rahmen des Entwurfs ist festgestellt worden, dass diese Rumpfform eine Vergrößerung der Passagierkapazität und zugleich eine Verkleinerung der benetzten Oberfläche ermöglicht. Um die Maschine zum Teil von der Flughafeninfrastruktur zu entkoppeln, werden auf dem Niveau des Frachtdecks vier Passagiertüren installiert. Diese ermöglichen einen Zugang über bordeigene Gangways. Für das konventionelle Boarding sind Türen auf dem Haupt- und Oberdeck vorgesehen. Zur Verbindung zwischen den Decks werden Treppen im Bug und Heck verwendet.

Die geringen Abmessungen mit einer Rumpflänge von 47,7 m und der Spannweite von 51,7 m ermöglichen einen Einsatz auf Flughäfen mit dem ARC²⁰ „4D“ und dem FAA Airport Index „C“. Dazu wird ein leistungsstarkes Hochauftriebssystem in Form von Doppelspaltklappen verwendet, das von den Luftschrauben angeströmt wird.

Bei der aerodynamischen Berechnung wird eine Widerstandsreduktion von 10% gegenüber den verwendeten Methoden angenommen. Dadurch wird der Einsatz fortschrittliche Berechnungsverfahren bei der Auslegung impliziert. Bei der Massenabschätzung sind für Leitwerke, Tragflächenschale, Rumpfschale und den Druckschott Reduktionsfaktoren eingeführt worden, um den Einfluss von Faserverbundwerkstoffen zu berücksichtigen. Das Triebwerksmodell basiert auf den Leistungskurven des Allison T56-A-15 Turboprops, wodurch realitätsnahe Ergebnisse erzielt werden. Der spezifische Treibstoffverbrauch richtet sich nach einem aktuellen Triebwerk, sodass zukünftige Entwicklungen eine weitere Effizienzsteigerung ermöglichen.

Die Analyse des Treibstoffverbrauchs lässt mit 3,4 l/100PAXkm eine Einsparung von 11% gegenüber dem durchschnittlichen Flottenverbrauch deutscher Airlines bei einer Auslastung von 80,2% erwarten.

²⁰ ICAO Aerodrome Reference Code

7 Ausblick

Anhand der Ergebnisse der Arbeit ist erkennbar, dass eine Propellerturbinen-getriebene konventionelle Konfiguration mit einer Passagierkapazität von über 400 mit moderner Technologie realisierbar ist. Bei der vorliegenden Konfiguration lässt sich die Passagierkapazität vergleichsweise einfach erhöhen. Der kurze Rumpf bietet die Möglichkeit einer Vergrößerung durch Rumpfsegmente im Sinne eines Familienkonzepts. Da hierdurch der Airport Index überschritten wird, wird die Einsetzbarkeit theoretisch eingeschränkt.

Der Entwurf bietet weitreichende Reserven für Modifikationen. Die Verwendung der Doppelspaltklappen ermöglicht den Ausbau des Systems auf Dreifachspaltklappen, um den maximalen Hochauftrieb zu erhöhen. Ebenso ist eine Verwendung von Winglets denkbar. Die Tragflächenpfeilung lässt Machzahlen bis 0,7 zu, wobei ein fortschrittliches superkritisches Profil die Grenze anhebt. Dies ist vorteilhaft bei der Verwendung von Propfans für höhere Fluggeschwindigkeiten.

Die Berechnung liefert einen Leistungsbedarf, der durch bereits existierende Triebwerke gedeckt wird. Dadurch kann bei einer Neuentwicklung eines leistungsstärkeren Triebwerks die Fluggeschwindigkeit oder die Nutzlast weiter erhöht werden.

Das verwendete dreibeinige Fahrwerk begrenzt die Startmasse auf etwa 180 t (Vgl. Raymer 2012). Sofern eine deutliche Vergrößerung der Nutzlast beabsichtigt wird, sind mehr als zwei Stoßdämpfer für das Hauptfahrwerk vorzusehen.

Da bei der Analyse Handbuchmethoden verwendet worden sind, ist die Aussagekraft von komplexen Berechnungen wie der Aerodynamik oder Stabilität als Richtwert zu sehen. Es sind keine Herstellereinstellungen ermittelt worden, die beispielsweise ein Argument gegen ein Konzept mit zwei Passagierdecks sein können.

Auch die Zwischenversionen bieten interessante Möglichkeiten eine große Zahl an Passagieren effizient zu transportieren. Die Teilung des unteren Decks zwischen dem Fracht und dem Passagierbereich ermöglicht eine einfachere, wenn auch längere Maschine mit einem niedrigen Widerstand.

Abschließend ist anzumerken, dass die finale Konfiguration die gestellten Anforderungen hinsichtlich der Passagierkapazität, Kompaktheit und Effizienz erfüllt. Zugleich bietet es weiteres Optimierungspotential aufgrund der konservativen Auslegung.

Literaturverzeichnis

- AIRBUS (Hg.) 2012 a: A320. AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING.
http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-AC-A320-Jun2012.pdf, 23.05.2013.
- AIRBUS (Hg.) 2012 b: A350-900 PRELIMINARY DATA. AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING.
http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-ACA350-Jan13.pdf, 23.05.2013.
- AIRBUS (Hg.) 2012 c: A380. AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING.
http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-AC_A380_20121101.pdf, 23.05.2013.
- AIRBUS (Hg.) 2012 d: Global Market Forecast 2012-2031.
http://www.airbus.com/company/market/forecast/?eID=dam_frontend_push&ocID=26347, 02.05.2013.
- AIRBUS (Hg.) 2013 a: A330 AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING.
http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-AC-A330-Apr2013.pdf, 23.05.2013.
- AIRBUS (Hg.) 2013 b: A340-500/-600. AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING.
http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus-AC-A340-500600-Apr2013.pdf, 23.05.2013.
- Baker, A. A.; Dutton, Stuart; Kelly, Donald 2004: Composite materials for aircraft structures. 2nd ed (Education series): American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, VA 2004.
- BDL 2013: Energieeffizienzreport 2013. Hg. v. Bundesverband der Deutschen Luftverkehrswirtschaft e.V. <http://www.bdl.aero/download/906/bdl-report-energieeffizienz-und-klimaschutz-2013.pdf>, 28.10.2013.
- Boeing (Hg.) 2002: 747-400 Airplane Characteristics for Airport Planning.
<http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/7474sec3.pdf>, 17.06.2013.
- Boeing (Hg.) 2005 a: 737 Airplane Characteristics for Airport Planning.
<http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/737.pdf>, 17.06.2013.
- Boeing (Hg.) 2005 b: 767 Airplane Characteristics for Airport Planning.
<http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/767.pdf>, 17.06.2013.
- Boeing (Hg.) 2009: 777-200LR/-300ER/-Freighter Airplane Characteristics for Airport Planning.
http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/777_2lr3er.pdf, 17.06.2013.

- Boeing (Hg.) 2012 a: 787 Airplane Characteristics for Airport Planning.
<http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/787.pdf>,
17.06.2013.
- Boeing (Hg.) 2012 b: Current Market Outlook 2012-2031.
http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/cmo/pdf/Boeing_Current_Market_Outlook_2012.pdf, 02.05.2013.
- Bowen, John 2010: The economic geography of air transportation. Space, time, and the freedom of the sky (Routledge studies in the modern world economy, 81):
Routledge. London, New York 2010.
- Brandt, Steven A. 2004: Introduction to aeronautics. A design perspective. 2nd ed (Education series): American Institute of Aeronautics and Astronautics.
Reston, Virginia 2004.
- Bräunling, Willy J. G. 2009: Flugzeugtriebwerke. Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme. 3., vollständig überarbeitete und erw. Aufl (VDI-Buch): Springer. Dordrecht, New York 2009.
- Büchel, Alfred; Daenzer, Walter F. 1987: Systems Engineering. Leitfaden zur methodischen Durchführung umfangreicher Planungsvorhaben. 5. Aufl: Verl. Industrielle Organisation. Zürich 1987.
- Chapelon, René 2006: Indien-Special. Indiens Luftverkehr Boomt. In: *Planet Aerospace* 2006 (3).
- FAA, Federal Aviation Administration 2011: Advisory Circular. Guide Specification for Aircraft Rescue and Fire Fighting (ARFF) Vehicles.
http://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/150_5220_10e.pdf, 19.09.2013.
- Gunston, Bill 2006: Jane's aero-engines. o.O., o.J.
- Guynn, Mark D.; Berton, Jeffrey J.; Haller, William J.; Hendricks, Eric S.; Tong, Michael T. 2012: Performance and Environmental Assessment of an Advanced Aircraft with Open Rotor Propulsion.
<https://mdao.grc.nasa.gov/publications/NASA-TM-2012-217772.pdf>,
01.11.2013.
- Haberfellner, Reinhard; Fricke, Ernst; Weck, Olivier de; Vössner, Siegfried 2012: Systems Engineering. Grundlagen und Anwendung. 12., völlig neu bearb. und erweiterte Aufl: Orell Füssli. Zürich 2012.
- Hande, Walter 2006: Indien-Special. „Simplyfly“ Steigflug für den Billig-Champion. In: *Planet Aerospace* 2006 (3).
- Harris, D. Charles 1990: NASA Supercritical Airfoils. A Matrix of Family-Related Airfoils. Hg. v. NASA. Langley Research Center. Hampton, Virginia (2969).
<http://www.southampton.ac.uk/~jps7/Aircraft%20Design%20Resources/aerodynamics/supercritical%20airfoils.pdf>, 10.09.2013.
- Howe, Denis 2000: Aircraft Conceptual Design Synthesis: Professional Engineering Publishing Limited. Bury St Edmunds 2000.
- IATA 2013: AIR PASSENGER MARKET ANALYSIS AUGUST 2013. Hg. v. IATA.
<http://www.iata.org/whatwedo/Documents/economics/passenger-analysis-aug-2013.pdf>, 28.10.2013.

- ICAO (Hg.) 2009: Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation. Aerodrome Design and Operations. <http://www.bazl.admin.ch/dokumentation/grundlagen/02643/>, 19.09.2013.
- Jackson, Paul; Peacock, Lindsay T.; Munson, Kenneth 2003: Jane's all the world's aircraft, 2003-2004. 94th ed (Jane's yearbooks): Jane's Information Group. Coulsdon, Surrey, UK, Alexandria, VA 2003.
- Kreuzer, Helmut 1999: Alle Propellerverkehrsflugzeuge seit 1945: Air Gallery Ed. Erding 1999.
- Lockheed Martin Aeronautics Company (Hg.) o.J.: C-130J Super Hercules. http://cc-130j.ca/wp-content/pdfs/Spec_Book.pdf, 28.06.2013.
- Mattingly, Jack D. 2006: Elements of propulsion. Gas turbines and rockets (AIAA education series): American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, VA 2006.
- Mattingly, Jack D.; Heiser, William H.; Pratt, David T. 2002: Aircraft engine design. 2nd ed (AIAA education series): American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, VA 2002.
- Mensen, Heinrich 2004: Moderne Flugsicherung. Organisation, Verfahren, Technik. 3., neu bearbeitete Auflage (VDI-Buch): Springer-Verlag Berlin Heidelberg. Berlin, Heidelberg 2004.
- Nicolai, Leland M.; Carichner, Grant 2010: Fundamentals of aircraft and airship design. Rev. and expanded [ed.] (AIAA education series): AIAA. Reston, Va 2010.
- Nita, M.; Scholz, D. 2012: Estimating The Oswald Faktor From Basic Aircraft Geometrical Parameters. Hamburg University of Applied Sciences. <http://www.dglr.de/publikationen/2012/281424.pdf>, 17.08.2013.
- Niu, Ch'un-yün 1988: Airframe structural design. Practical design information and data on aircraft structures: Conmilit Press; Technical Book Co. [distributor]. Hong Kong, Los Angeles, Calif 1988.
- OAG Aviation Solutions 2008: Official Airline Guide MAX Flight Schedules Database. 06/2008 edition. Luton, Bedfordshire, UK.
- Pamadi, Bandu N. 2004: Performance, stability, dynamics, and control of airplanes. 2nd ed (AIAA education series): American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, VA 2004.
- Plath, Dietmar; Rothfischer, Brigitte 2011: Das große Buch der Verkehrsflughäfen: GeraMond. München 2011.
- Raymer, Daniel P. 2012: Aircraft design. A conceptual approach. 5th ed (AIAA education series): American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, VA 2012.
- Roskam, Jan; Lan, Chuan-Tau E. 2008: Airplane aerodynamics and performance: Darkorporation. Lawrence, Kansas 2008.
- Roskam Jan Dr. 1989: AIRPLANE DESIGN. PART V: COMPONENT WEIGHT ESTIMATION (COMPONENT WEIGHT ESTIMATION, V): Roskam Aviation and Engineering Corporation. Kansas, Ottawa, 66067 1989.

- Roskam Jan Dr. 1990: *Airplane Design. Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*: Roskam Aviation and Engineering Corporation. Kansas, Ottawa, 66067 1990.
- Samoylovitch, O.; Strelets D.: Determination of the Oswald efficiency factor at the aeroplane design preliminary stage. In: *Aircraft Design 2000* (3), S. 167–174.
- Schädler, Barbara; Meier, Christoph 2013: Politikbrief 4/2013. Für Entscheider in Politik, Medien und Wirtschaft. Hg. v. Deutsche Lufthansa AG.
http://www.lufthansagroup.com/fileadmin/downloads/de/politikbrief/04_2013/epaper/epaper/LHG-Politikbrief-2013-4.pdf, 02.11.2013.
- Schaufele, Roger D. 2007: *The elements of aircraft preliminary design*. 2. Aufl.: Aries Publications. Santa Ana, Calif 2007.
- Shevell, Richard Shepherd 1989: *Fundamentals of flight*. 2. Auflage: Prentice Hall. Upper Saddle River, New Jersey 07458 1989.
- Sterzenbach, Rüdiger; Conrady, Roland 2009: *Luftverkehr. Betriebswirtschaftliches Lehr- und Handbuch*. 4., Aufl (Lehr- und Handbücher zu Tourismus, Verkehr und Freizeit): Oldenbourg Wissenschaftsverlag GmbH. München 2009.
- Torenbeek, Egbert 1982: *Synthesis of subsonic airplane design. An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*: Delft University Press. 2068 RT Delft, The Netherlands 1982.
- Vogel, Harold L. 2012: *Travel industry economics. A guide for financial analysis*. 2nd ed: Cambridge University Press. Cambridge 2012.
- Wolf, Winfried 2007: *Verkehr. Umwelt. Klima. Die Globalisierung des Tempowahns*: Promedia. Wien 2007.
- Xie, Xiaobin 1998: *Ein Beitrag zum rechnerunterstützten Konzeptentwurf von Verkehrsflugzeugen mit Propellerantrieb*. Als Ms. gedr (Fortschritt-Berichte VDI Reihe 12, Verkehrstechnik/Fahrzeugtechnik, 367): VDI-Verl. Düsseldorf 1998.

Anhang A

In diesem Abschnitt werden weitere Tabellen und Diagramme aufgeführt, die im Rahmen der Arbeit erstellt worden sind. Die Benennung der Unterkapitel stellt einen Bezug zu dem entsprechenden Arbeitskapitel her.

A.1 Situationsanalyse

Tabelle A-1: Betrachtete Flugzeugtypen im Rahmen der Marktanalyse

Kurzstreckenmaschinen
ATR 42/72
Dash 8
Do 328
Fokker 50
Saab 2000
Mittelstreckenmaschinen
Airbus A320
Boeing 737
Langstreckenmaschinen
Airbus A310
Airbus A330
Airbus A340
Boeing 747
Boeing 767
Boeing 777

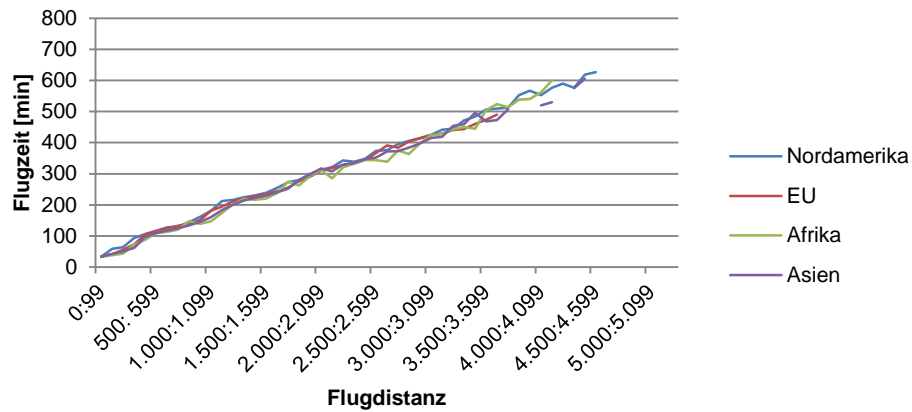


Abbildung A-1: Blockzeit über dem Streckenintervall; Mittelstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)

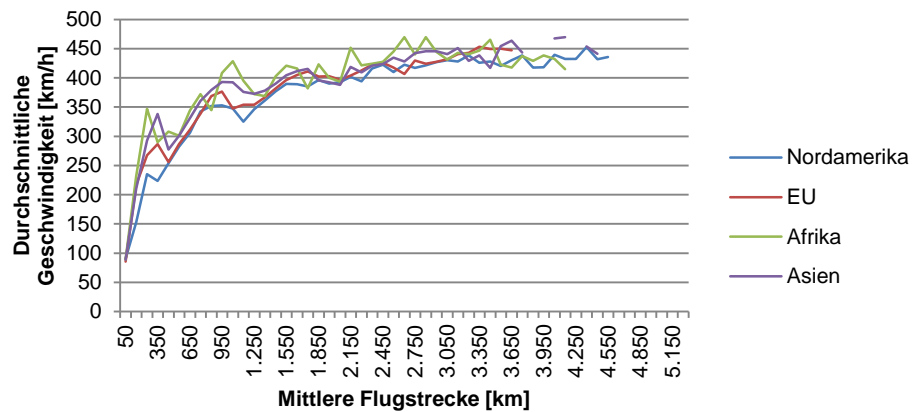


Abbildung A-2: Mittlere Reisegeschwindigkeit; Mittelstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)

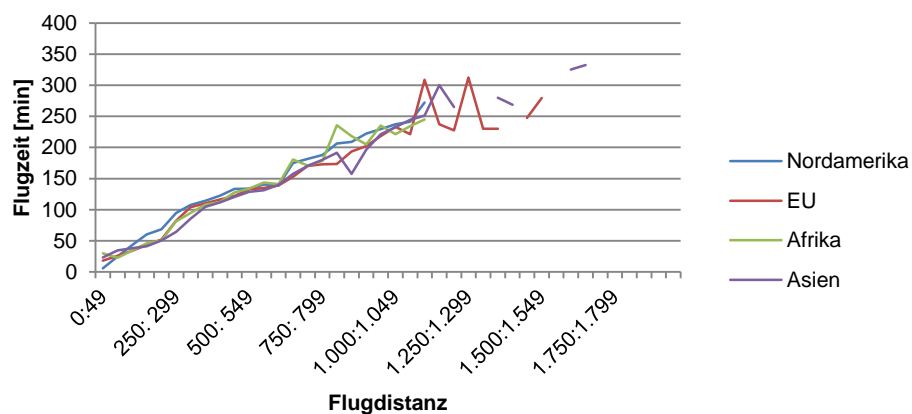


Abbildung A-3: Blockzeit über dem Streckenintervall; Kurzstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)

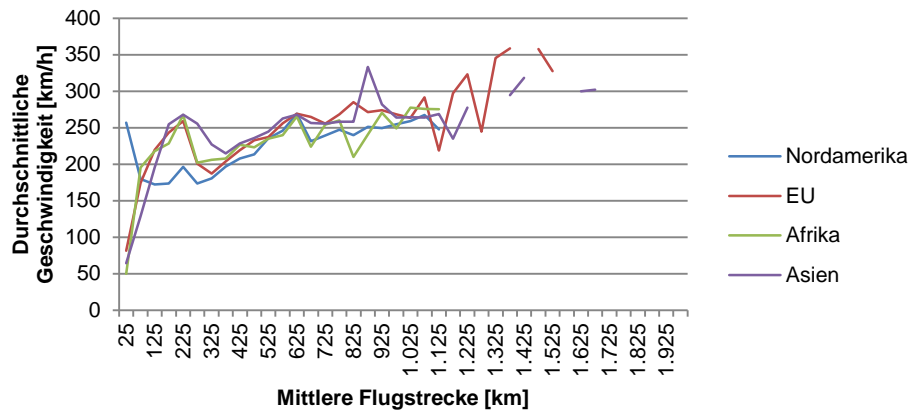


Abbildung A-4: Mittlere Reisegeschwindigkeit; Kurzstreckenmaschinen (betrachteter Zeitraum: 2008), (Datenquelle: OAG 2008)

A.2 Theorie und Methoden

Tabelle A-2: Leermassenverhältnis viermotoriger Turboprops (Datenquellen: Kreuzer 1999; An-70: Jackson et al. 2003; A400M: Jackson 2003, airbusmilitary.com; C-130J: Lockheed Martin 2013)

Name	We/W0
Vickers V.700 Viscount	0,59
Bristol 175 Britannia (310)	0,53
AN-10	0,58
Il-18	0,58
Lockheed L188 Electra	0,55
Tu-114	0,49
Canadair CL-44	0,48
Vickers V 950 Vanguard	0,56
De Havilland Canada "Dash 7"	0,62
An-70	0,56
A400M	0,51
C-130J	0,49

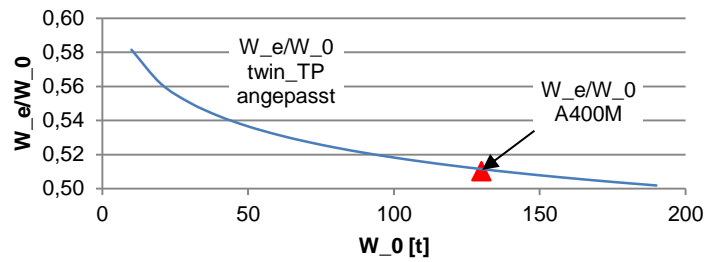


Abbildung A-5: Anpassung der einfachen Leermassenfunktion an A400M-Leermassenanteil

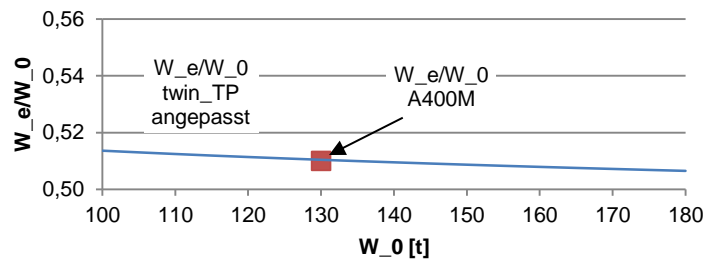


Abbildung A-6: Anpassung der komplexen Leermassenfunktion an A400M-Leermassenanteil

A.3 Vorstudie

Tabelle A-3: Quellen für das PAX-Reichweitendiagramm

Muster	Quelle
A320-200	Airbus 2012 a
A330-200	Airbus 2013 a
A340-600	Airbus 2013 b
A380	Airbus 2012 c
Boeing 737-800	Boeing 2005 a
Boeing 747-400 / Domestic	Boeing 2002
Boeing 767-300ER	Boeing 2005 b
Boeing 777-200ER	Boeing 2009
ATR 72	Kreuzer 1999, S.258
Dash 8	Kreuzer 1999, S.256
Do 328	Kreuzer 1999, S.265
Fokker 50	Kreuzer 1999, S.250
Saab 2000	Kreuzer 1999, S.268

A.4 Daten: V-400-5t-3k-CLs

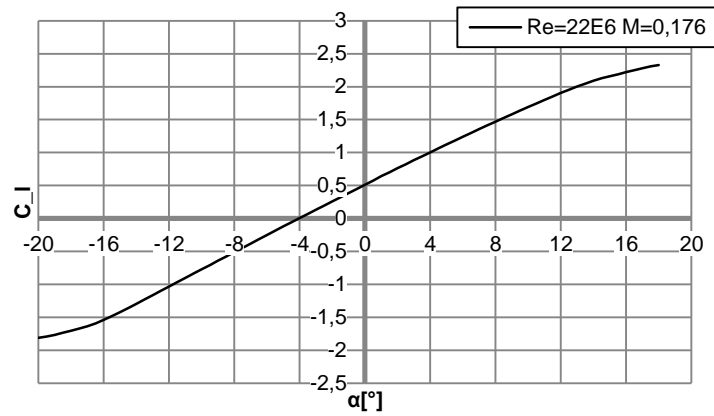


Abbildung A-7: Profilauftriebsbeiwert NASA SC(2)-0714; $Re: 22E6$, $M=0,176$

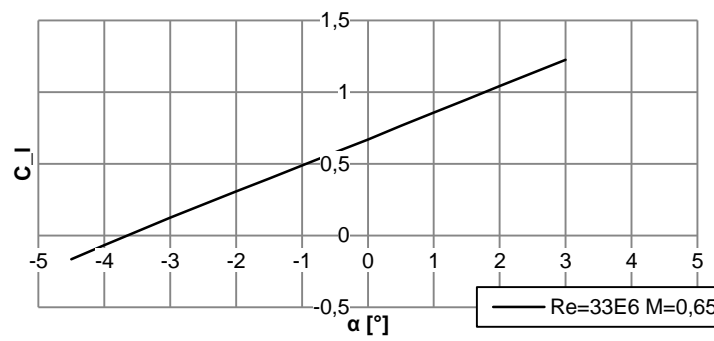


Abbildung A-8: Profilauftriebsbeiwert NASA SC(2)-0714; $Re: 33E6$, $M=0,65$

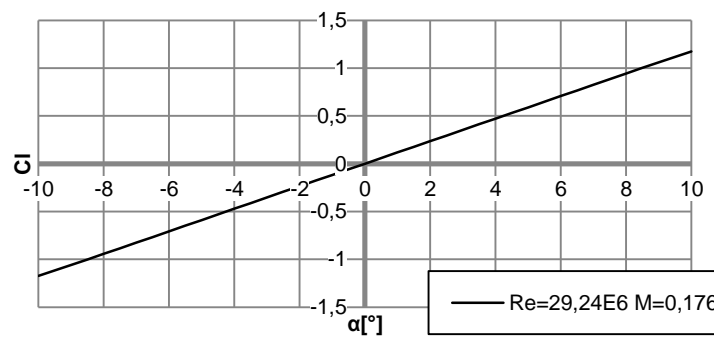


Abbildung A-9: Profilauftriebsbeiwert NACA0009; $Re=29,24$, $M=0,176$

Tabelle A-4: Aufteilung der Strukturmasse nach unterschiedlichen Methoden

	Raymer 2012	Torenbeek 1982	Roskam 1989 (Class I)
Flügel [kg]	13.035	12.897	13.430
Höhenleitwerk [kg]	1.605	2.299	3.103
Seitenleitwerk [kg]	779	1.584	
Rumpf [kg]	15.093	18.091	15.003
Hauptfahrwerk [kg]	10.044	5.908	5.908
Bugfahrwerk [kg]	925	904	
Summe [kg]	41.480	41.681	37.443

A.5 Daten: V-400-5t-3k-CLs-V2

Tabelle A-5: Tragflächenparameter CLs-V2

S_{ref}	b	A	λ	t/c	Λ_{25}
240 m ²	49m	10	0,35	0,15	15°

Tabelle A-6: Leitwerksparameter

	S_{ref}	b	A	λ	t/c	Λ_{25}
HLW	66 m ²	18,2 m	5	0,5	0,09	20°
SLW	58,8 m ²	10,8 m	4	0,3	0,09	30°

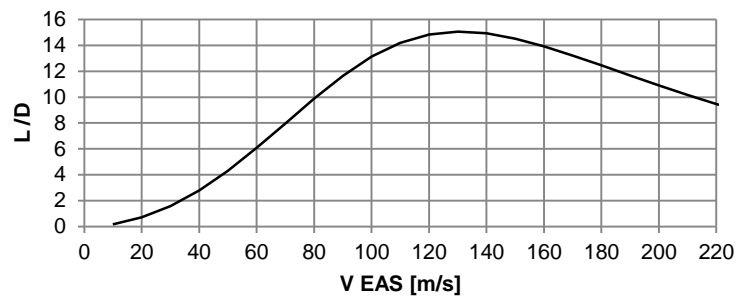


Abbildung A-10: L/D-Verhältnis bei EAS Variation

Tabelle A-7: Treibstoffmassen

Maximale Treibstoffmasse [t]	62,3
Treibstoffmasse Standardmission [t]	33

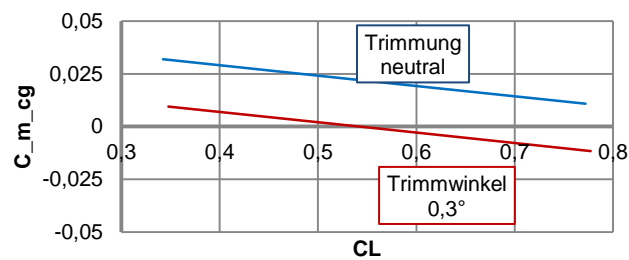


Abbildung A-11: Ermittlung des Trimmwinkels im Reiseflug (Stabilitätsmaß 5%)

Tabelle A-8: Massenabschätzung der Komponenten, Kombination II, Aufbau nach Raymer (2012)

(TB: Torenbeek 1989, RM: Raymer 2012, RK: Roskam 1989 [nach Torenbeek])

Massenzusammenstellung	Masse [kg]	Methodenquelle
Struktur gesamt	47.277	
Flügel	14.887	TB
Höhenleitwerk	2.465	RK
Seitenleitwerk	1.998	RK
Rumpf	17.089	TB
Hauptfahrwerk	9.921	RM
Bugfahrwerk	917	RM
Antriebssystem gesamt	19.482	
Triebwerke und Gondeln	18.699	RM
Antriebskontrollsystem	196	RM
Starter	105	RM
Treibstoffsystem und Tanks	481	RM
Leermasse	86.991	
Ausrüstung gesamt	20.233	
Flugsteuerung	1.495	TB
APU	330	RM
Instrumente, Elektronik, Navigation	1.324	TB
Hydraulik, Pneumatik, Elektrik	2.426	TB
Innenausstattung	9.752	TB
Klimatisierung	2.548	RM
Enteisung	335	RM
Hilfsmittel zur Beladung	50	RM
Sonstiges	1.000	Annahme Autor
Reserve	971	Annahme Autor
Nutzlast und Treibstoff gesamt	79.397	
Flugmannschaft	1.000	Annahme Autor
Nutzbarer Treibstoff	31.018	RM
Nicht nutzbarer Treibstoff	1.980	RM
Passagiere	40.400	Anforderung
Fracht	5.000	Anforderung
Summe der Massen, 1. Iteration	166.389	
Anfangswert der Gesamtmasse	167.000	

A.6 Phase 4

Tabelle A-9: Komponentenmassen: Kombination III (TB: Torenbeek (1982); RM: Raymer (2012); GD: Roskam (1989); mod.: modifiziert durch Autor; Korrekturfaktoren nach Einschätzung des Autors auf Basis von Raymer (2012))

Komponente	Quelle	Korrekturfaktor
Tragfläche	TB	0,95
Rumpf	TB	Schale: 0,95; Druckschott: 0,8
HLW	RM	0,9
SLW:	RM	0,9
Fahrwerk	RM	-
Steuersysteme	RM	-
Gondeln:	RM	-
Triebwerksmasse:	RM mod.	-
Propellermasse:	GD mod.	-
Treibstoffsystem:	RM	-
APU, Hydraulik, Pneumatik, Elektrik	TB	-
Instrumente, Navigation, Elektronik	TB	-
Inneneinrichtung	TB	-
Klimatisierung	TB	-
Enteisung	RM	-
Verschiedenes	TB	-
Reserve: 5%	mod.	-
Korrekturfaktoren Composite-Bauweise	RM	

Tabelle A-10: Reale Oswaldfaktoren (Datenquelle: Nita, Scholz 2012; An-12 nach Samoylovitch, Strelets 2000)

Turboprops	λ	A	Λ_{25}	b [m]	M_e	e
Il-18	0,407	9,99	2	37,4	0,3	0,8
Saab SF 340B	0,441	11	3,5	21,44	0,3	0,8
An-12 *	0,357	11,85	unbekannt	unbekannt	unbekannt	0,64
Jets						
A300-600	0,293	7,73	28	unbekannt	0,78	0,75
A320	0,24	9,5	25	34,32	0,76	0,78
B767-300	0,306	7,99	31,5	unbekannt	0,8	0,67
C 17A	0,262	7,2	25	unbekannt	0,3	0,87
A340-300	0,235	9,26	30	unbekannt	0,82	0,77

A.7 Rumpfdaten: V-400-5t-3k-CLs-V3

Tabelle A-11: Bodenflächen: CLs-V3

Boden	Fläche [m²]	Typ
Hauptdeck	227	B
Unteres Deck	42	B
Frachtdeck	71	C

A.8 Rumpfdaten: V-400-5t-3k-Z

Tabelle A-12: Bodenflächen: Z-Variante

Boden	Fläche [m²]	Typ
Hauptdeck	211	B
Unteres Deck	124	C

A.9 Rumpfdaten: V-400-5t-3k-Z

Tabelle A-13: Bodenflächen: DCC

Boden	Fläche [m²]	Typ
Oberdeck	121	B
Hauptdeck	169	B
Frachtdeck	79	C

A.10 Rumpfkongfigurationen Vergleich

Tabelle A-14: Vergleich der Rumpfmassen [kg] (Auslegungshöhe 10km)

Variante/ Masse [kg]	CLs-V3	Z	DCC	Korrekturfaktor
Komponente	-	-	-	-
Rumpfbeplankung	6.719	6.049	5.421	-
Stringer	2.343	1.761	1.910	-
Spanten	2.699	2.281	2.124	-
Rumpfschale gesamt	11.173	9.587	8.983	0,95
Entfernte Schalenfläche	705	725	691	-
Türen	861	1.104	662	-
Frachttore	519	519	519	-
Notausgänge	-	-	443	-
Cockpitscheiben	734	731	514	-
Fenster	767	731	866	-
Summe Öffnungen	2.881	3.084	3.004	-
Oberdeck	-	-	1.137	-
Hauptdeck	2.423	2.245	1.681	-
Unteres Deck	418	-	-	-
Frachtdeck	935	1.673	1.059	-
Summe Böden	3.776	3.919	3.877	-
Druckschott	1.111	977	1.255	0,8
Flügel und Leitwerksbefestigung	3.462	3.044	2.891	-
Farbe, Treppen	348	234	315	-
Formübergänge	-	-	108	-
Gesamtmasse	22.045	20.120	19.757	

A.11 Auslegungsdaten: V-400-5t-3k-CLs-V3

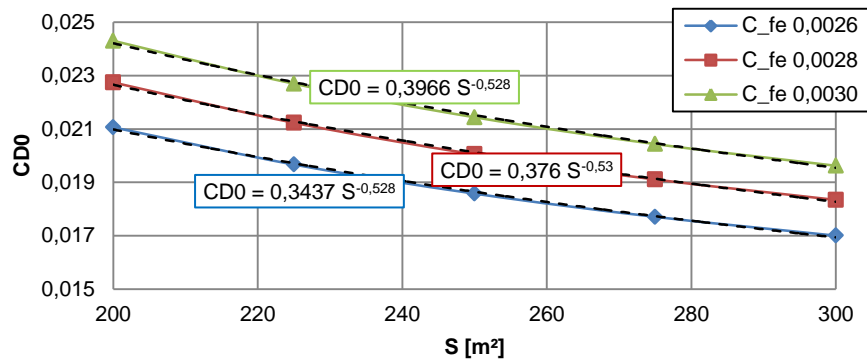


Abbildung A-12: Analytische Näherung: C_{D0} in Abhängigkeit von S_{ref} ; $A=12$

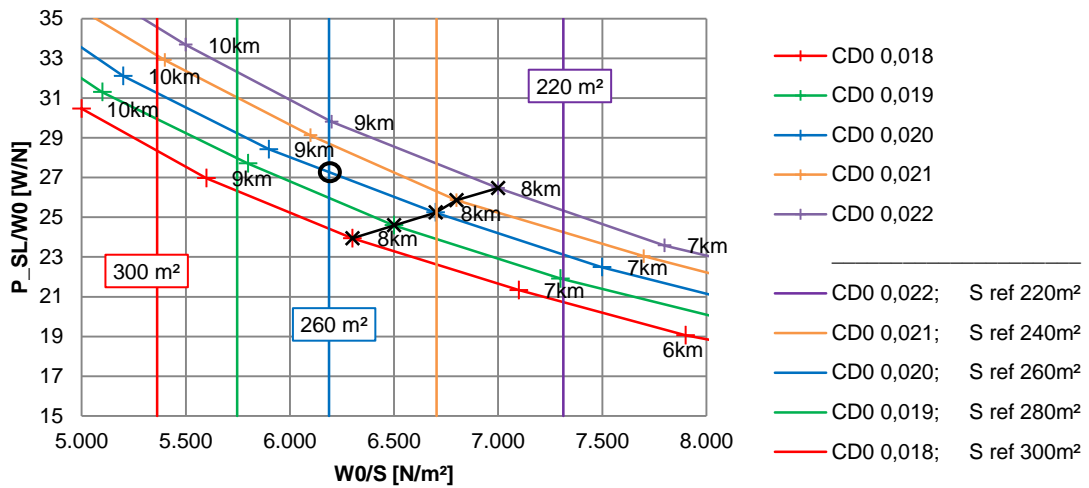


Abbildung A-13: Auslegungsdiagramm Reiseflug: V-400-5t-3k-CLs-V3

$$V_c = 180 \text{ m/s}, m_0 = 164.000 \text{ kg}$$

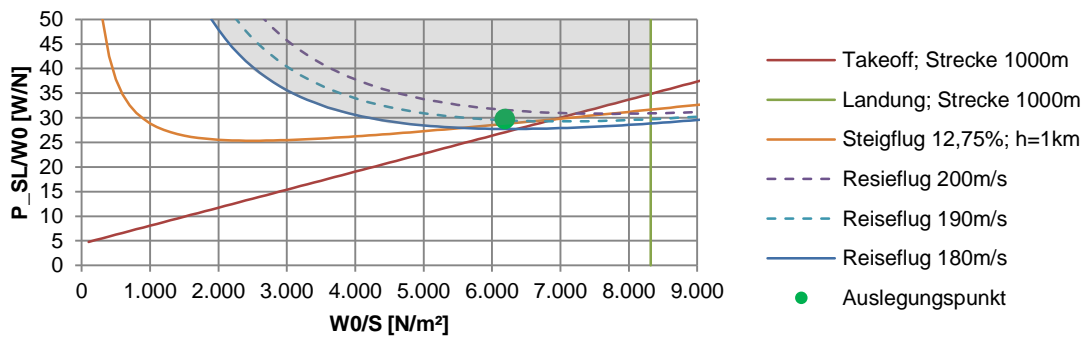


Abbildung A-14: Auslegungsdiagramm: V-400-5t-3k-CLs-V3; $h=9\text{km}$

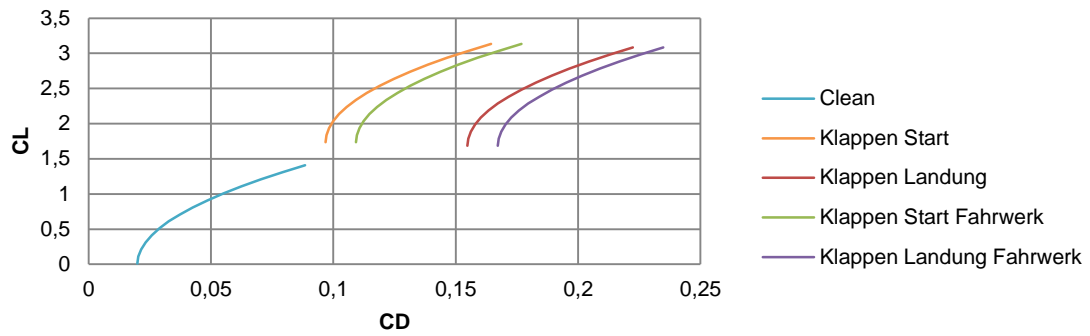


Abbildung A-15: Auftriebs- und Widerstandspolaren Z-Variante

Tabelle A-15: Widerstandsanteile von Komponenten; CLs-V3-Variante

Komponenten	Laminarität	Interferenz	CD0
Flügel	-	-	0,006555
Rumpf	10%	-	0,006284
Rumpfheck	-	-	0,000477
Höhenleitwerk	-	5%	0,001903
Seitenleitwerk	20%	5%	0,001201
Triebwerksgondeln	-	50%	0,001613
Leckage	-	5%	0,00095
Basiswiderstand	-	-	0,000955
Summe	-	-	0,019938

Tabelle A-16: Komponentenmassen CLs-V3-Variante [kg] (Kombination III)

Flügel	18.019
HLW	1.467
SLW	800
Rumpf	21.438
Hauptfahrwerk	9.196
Bugfahrwerk	902
Triebwerksgondeln	2.730
APU	703
Inneneinrichtung	3.556
Klimatisierung	2.542
W_e	86.587
W_{payload}	48.987
Hydraulik/Pneumatik/Elektrik	2.469
Instrumente/Navigation/Elektronik	4.096
Treibstoffsystem	537
Flight Controls	1.308
Enteisungsanlage	327
Hilfsvorrichtungen Beladung	49
Antrieb (Triebwerke/Propeller)	15.100
Zusatzausrüstung	866
Reserve	2.165
W_{struct}	51.822
W_f	26.910
W_0	163.484

A.12 Auslegungsdaten: V-400-5t-3k-Z

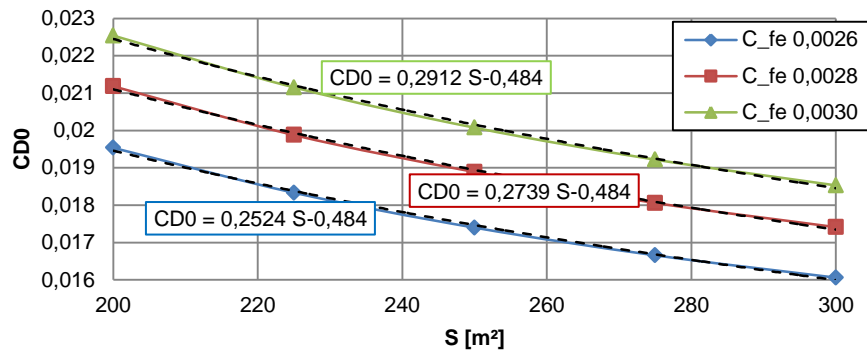


Abbildung A-16: Analytische Näherung: C_{D0} in Abhängigkeit von S_{ref} ; $A=11$

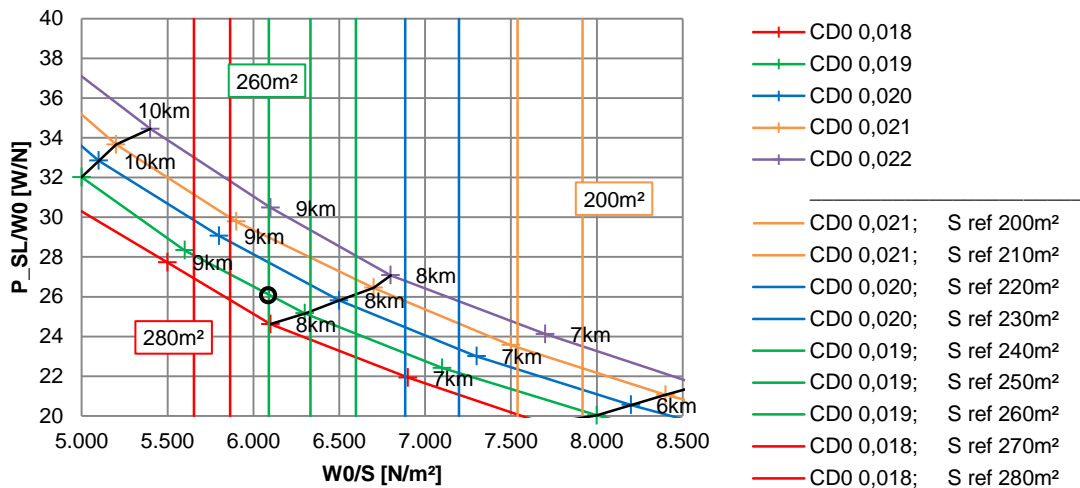


Abbildung A-17: Auslegungsdiagramm Reiseflug V-400-5t-3k-Z

$$V_c = 180 \text{ m/s}, m_0 = 161.400 \text{ kg}$$

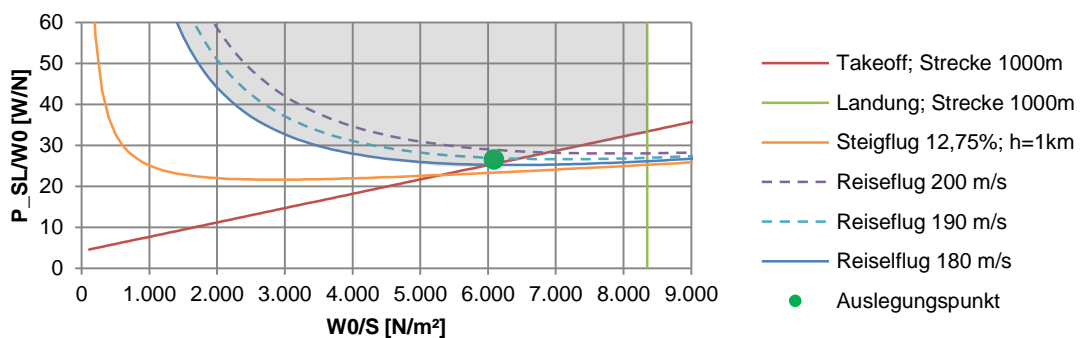


Abbildung A-18: Auslegungsdiagramm V-400-5t-3k-Z; $h=8\text{km}$

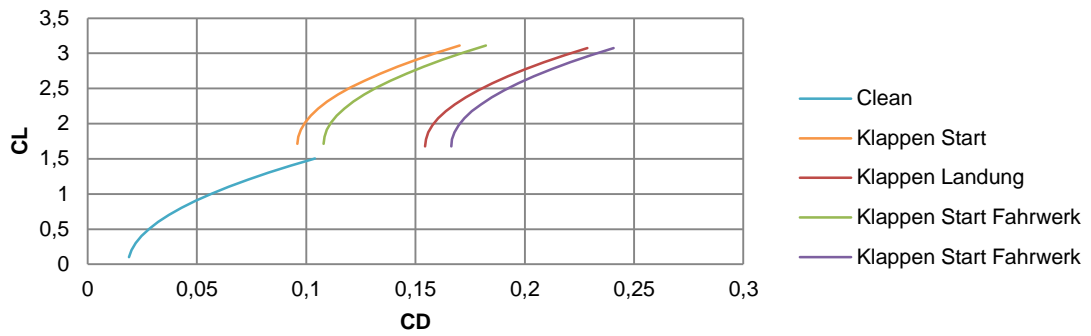


Abbildung A-19: Auftriebs- und Widerstandspolaren Z-Variante

Tabelle A-17: Widerstandsanteile von Komponenten; Z-Variante

Komponenten	Laminarität	Interferenz	CD0
Flügel	-	-	0,006518
Rumpf	10%	-	0,005827
Rumpfheck	-	-	0,000477
Höhenleitwerk	-	5%	0,000770
Seitenleitwerk	20%	5%	0,001281
Triebwerksgondeln	-	50%	0,001611
Leckage	-	5%	0,000870
Basiswiderstand	-	-	0,001193
Summe	-	-	0,018547

Tabelle A-18: Entwurfsdaten

b [m]	S _{ref} [m ²]	Λ_{25} [°]	λ	A	l _f [m]	d _f [m]	l _{MLG} [m]	l _{MAC} [m]	t/c _{root}
53,2	260	15	0,256	11	50	6	3,87	5,43	0,15
C _{HT}	l _{VT} [m]	Λ_{HT} [°]	λ_{HT}	A _{HT}	C _{VT}	l _{HT} [m]	Λ_{VT} [°]	λ_{VT}	A _{VT}
1,25	20	20	0,425	5	0,1	21	30	0,292	4

Tabelle A-19: Aerodynamische Parameter

S _{wet} /S _{ref}	e _{max}	L/D _{max}	$\alpha_{max TO}$ [°]
6,329	0,7496	18,68	12°

Tabelle A-20: Komponentenmassen Z-Variante [kg] (Kombination III)

Flügel	16.757
HLW	1.784
SLW	791
Rumpf	18.964
Hauptfahrwerk	9.092
Bugfahrwerk	848
Triebwerksgondeln	2.730
APU	703
Inneneinrichtung	3.414
Klimatisierung	2.542
W_e	84.804
W_{payload}	48.987
Hydraulik/Pneumatik/Elektrik	2.428
Instrumente/Navigation/Elektronik	5.471
Treibstoffsystem	438
Flight Controls	1.291
Enteisungsanlage	323
Hilfsvorrichtungen Beladung	48
Antrieb (Triebwerke/Propeller)	15.781
Zusatzausrüstung	848
Reserve	2.120
W_{struct}	48.236
W_f	26.596
W₀	161.386

Tabelle A-21: Antriebsdaten

P_{SL} [kW]	D_{prop} [m]	Clear_{prop} [m]	n_{max} [rev/s]
10479	5	1,47	13,5

A.13 Auslegungsdaten: V-400-5t-3k-DCC

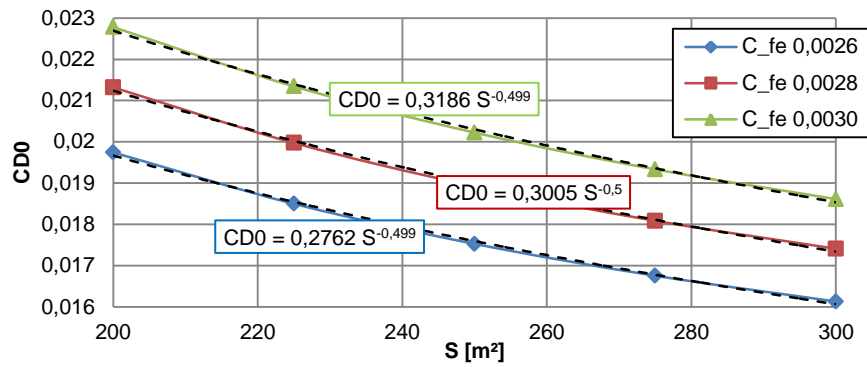


Abbildung A-20: Analytische Näherung: C_{D0} in Abhängigkeit von S_{ref} ; $A=11$

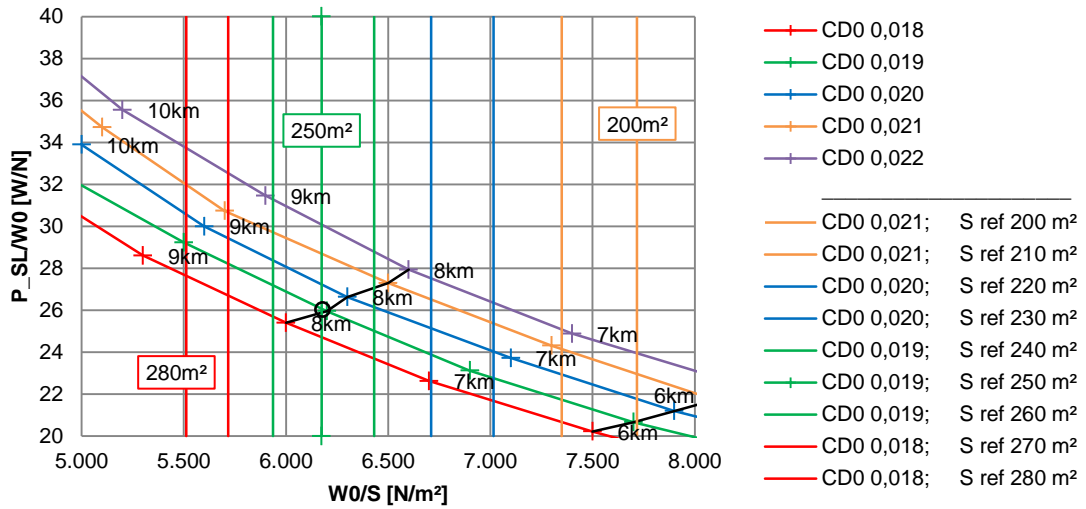


Abbildung A-21: Auslegungsdiagramm Reiseflug: V-400-5t-3k-DCC

$$V_c = 180 \text{ m/s}, m_0 = 157.300 \text{ kg}$$

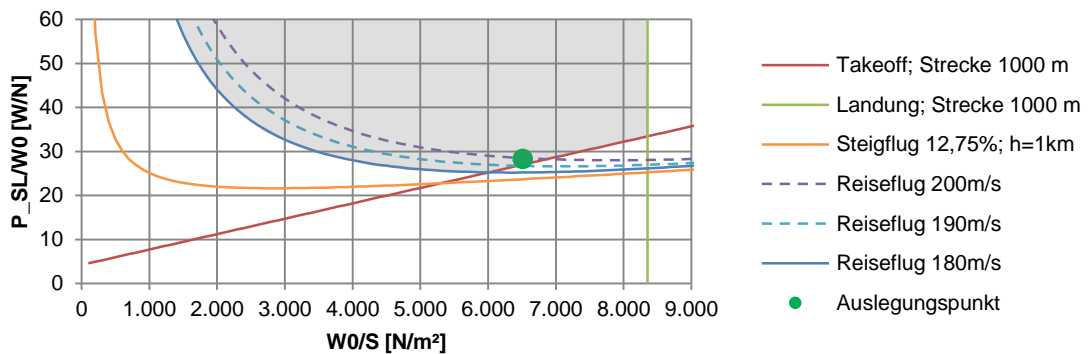


Abbildung A-22: Auslegungsdiagramm: V-400-5t-3k-DCC; $h=8\text{km}$

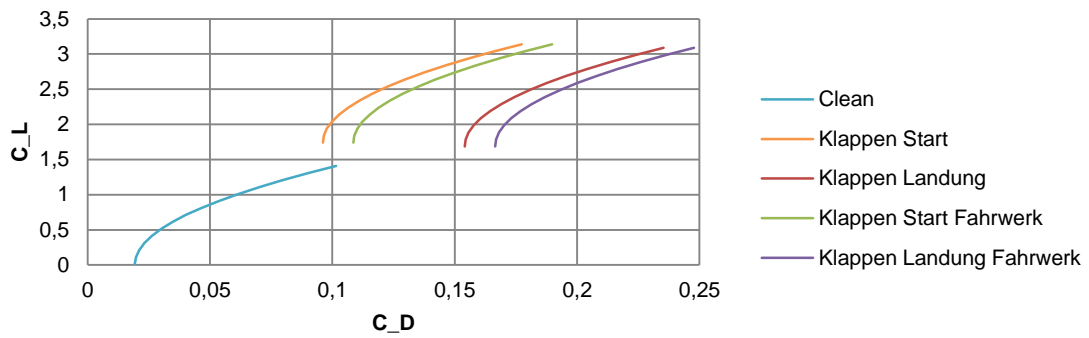


Abbildung A-23: Auftriebs- und Widerstandspolaren DCC-Variante

Tabelle A-22: Widerstandsanteile von Komponenten; DCC-Variante

Komponenten	Laminarität	Interferenz	CD0
Flügel	0%	-	0,006587
Rumpf	10%	-	0,005903
Rumpfheck	-	-	0,000502
Höhenleitwerk	0%	1,05	0,00167
Seitenleitwerk	20%	1,05	0,001127
Triebwerksgondeln	0%	1,5	0,001652
Leckage	-	-	0,000962
Basiswiderstand	-	-	0,000824
Summe	-	-	0,019227

Tabelle A-23: Entwurfsdaten Tragfläche, Rumpf, Leitwerke

b [m]	S _{ref} [m ²]	Λ_{25} [°]	λ	A	l _f [m]	d _f [m]	l _{MLG} [m]	l _{MAC} [m]	t/c _{root}
52,4	250	15	0,2564	11	51	6,7x5,5	3,24	5,3	0,15
C _{HT}	l _{VT} [m]	Λ_{HT} [°]	λ_{HT}	A _{HT}	C _{VT}	l _{HT} [m]	Λ_{VT} [°]	λ_{VT}	A _{VT}
1,25	24	20	0,425	5	0,1	23	30	0,292	4

Tabelle A-24: Antriebsdaten

P_{SL} [kW]	D_{prop} [m]	$Clear_{prop}$ [m]	n_{max} [rev/s]
10.650	5	1,74	13,5

Tabelle A-25: Aerodynamische Parameter

S_{wet}/S_{ref}	e_{max}	L/D_{max}	L/D_{loiter}	$\alpha_{max TO}$ [°]
6,691	0,7208	18	15,6	12

Tabelle A-26: Leitungsparameter

P_{SL}/W_{TO} [W/N]	W_{TO}/S [N/m ²]	V_c [m/s]	h_c [km]	$\delta h/\delta t$ in 8km [m/s]
27,4	6.210	180	8	0,51

Tabelle A-27: Stabilitätsparameter

X_{NP} [m]	X_{AC} [m]	X_{CG} [m]	$C_{n\beta}$
4,58	22,5	24,1	0,43

Tabelle A-28: Start- und Landestrecke auf Meereshöhe

BFL (Standardbedingungen auf Meereshöhe, OEO) [km]	1,12
Gesamte Bodenrollstrecke Takeoff [m]	857
Bremsdistanz bei Triebwerksausfall [m]	665
Landestrecke nach FAR 25 [km]	1,98
Bodenrollstrecke Landung [m]	620
Bodenrollstrecke Landung mit Schubumkehr [m]	351

Tabelle A-29: Komponentenmassen DCC-Variante [kg] (Kombination III)

Flügel	16.160
HLW	1.464
SLW	745
Rumpf	18.684
Hauptfahrwerk	8.727
Bugfahrwerk	790
Triebwerksgondeln	2.730
APU	703
Inneneinrichtung	3.413
Klimatisierung	2.542
W_e	81.605
W_{payload}	48.987
Hydraulik/Pneumatik/Elektrik	2.354
Instrumente/Navigation/Elektronik	3.963
Treibstoffsystem	575
Flight Controls	1.266
Enteisungsanlage	317
Hilfsvorrichtungen Beladung	47
Antrieb (Triebwerke/Propeller)	13.906
Zusatzausrüstung	816
Reserve	4.080
W_{struct}	46.722
W_f	26.664
W_0	158.255

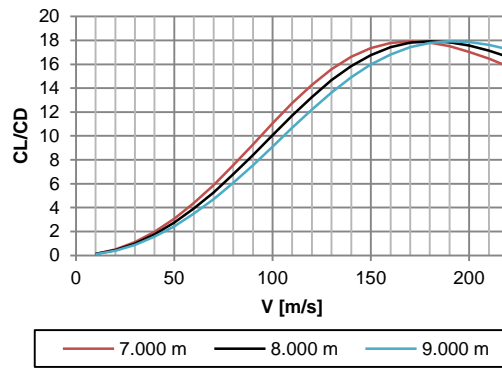


Abbildung A-24: L/D-Verlauf (DCC)

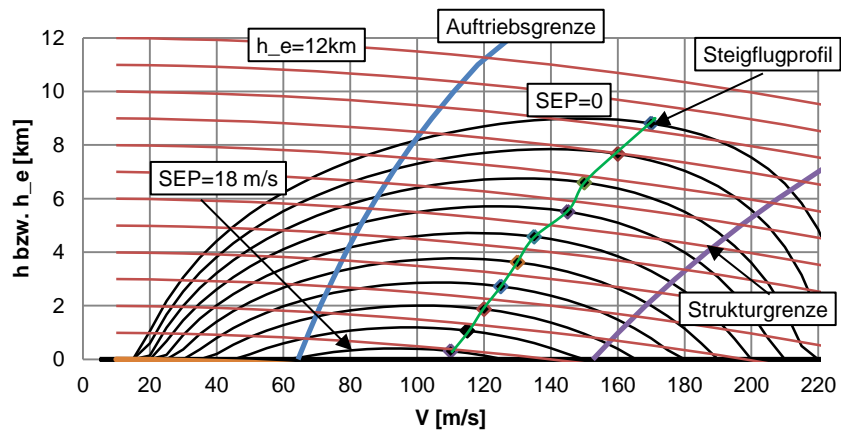


Abbildung A-25: SEP und Steigflugprofil: V-400-5t-3k-DCC

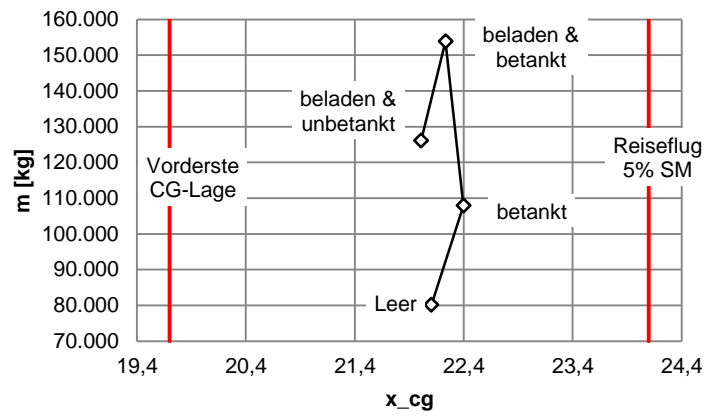


Abbildung A-26: Schwerpunktlage;

A.14 Phase 5: V-420-5t-3k-DCCZ

Tabelle A-30: Leitwerksvolumenkoeffizienten DCCZ

Seitenleitwerk	0,09
Höhenleitwerk	1,15

Tabelle A-31: Bodenflächen DCCZ-Rumpf

Boden	Fläche [m²]	Typ
Oberdeck	160,3	B
Hauptdeck	191,5	B
Frachtdeck	55,3	C

Tabelle A-32: Tankvolumina und Massen DCCZ ($\rho_{fuel} = 800 \text{ kg/m}^3$)

Treibstoff	Standardmission	maximal
Volumen [m³]	34	76,8
Masse [kg]	27.223	61.417

Tabelle A-33: Widerstandsanteile von Komponenten; DCCZ-Variante

Komponenten	Laminarität	Interferenz	CD0
Flügel	-	-	0,006701
Rumpf	10%	-	0,006155
Rumpfheck	-	-	0,000528
Höhenleitwerk	-	5%	0,00166
Seitenleitwerk	20%	5%	0,001091
Triebwerksgondeln	-	50%	0,001603
Leckage	-	-	0,000975
Basiswiderstand	-	-	0,000824
Summe	-	-	0,019538

Tabelle A-34: V420-5t-3k-DCCZ Komponentenmassen [kg] (Kombination III)

Flügel	16.184
HLW	1.520
SLW	764
Rumpf	21.136
Hauptfahrwerk	9.169
Bugfahrwerk	900
Triebwerksgondeln	2.277
APU	724
Inneneinrichtung	3.614
Klimatisierung	2.394
W_e	83.385
W_{payload}	51.186
Hydraulik/Pneumatik/Elektrik	2.395
Instrumente/Navigation/Elektronik	4.011
Treibstoffsystem	575
Flugsteuerung	1.303
Enteisungsanlage	326
Hilfsvorrichtung zur Beladung	49
Antrieb (Triebwerke und Propeller)	12.751
Zusatzausrüstung	834
Reserve	4.169
W_{struct}	49.673
W_f	27.372
W₀	162.942