



TECHNISCHE UNIVERSITÄT BERLIN

Fakultät V - Verkehrs- und Maschinensysteme

Institut für Luft- und Raumfahrt

Fachgebiet Luftfahrzeugbau und Leichtbau

PROJEKTBERICHT

Flugzeugentwurf II

Verfeinerter Vorentwurf eines Langstreckenflugzeugs

Eingereicht bei
Prof. Dr. Andreas Bardenhagen
M.Sc. Alexander Richter

11.08.2023

Eingereicht von Gruppe 42

Jasper Kiesewetter	402669	j.kiesewetter@campus.tu-berlin.de
Leon Döhler	401437	l.doehler@campus.tu-berlin.de
Maciej Janowski	482259	m.janowski@campus.tu-berlin.de
Ole Schlingelhof	391501	schlingelhof@campus.tu-berlin.de

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig und eigenhändig sowie ohne unerlaubte fremde Hilfe und ausschließlich unter Verwendung der aufgeführten Quellen und Hilfsmittel angefertigt habe.

Des Weiteren widersprechen wir ausdrücklich der Einzelbewertung der vorliegenden Arbeit und wünschen stattdessen eine Gruppenbewertung.

Berlin, 11. August 2023



Jasper Kiesewetter



Maciej Janowski



Leon Döhler



Ole Schlingelhof

Zusammenfassung

Durch einen stetig wachsenden Flugverkehr, werden stets neu Flugzeuge benötigt. Hierfür soll eine genauere Modellabschätzung des Flugzeuges aus der Lehrveranstaltung Flugzeugentwurf 1 gemacht werden. Es handelt sich weiterhin um ein Langstreckenflugzeug mit einer Drachenkonfiguration, sowie zwei Triebwerken. Des weiteren soll eine Reichweite von 5.050 NM oder 9352km erreicht werden können. Das Flugzeug soll in einer klassischen 3 Klassen Bestuhlung 311 Personen oder in All Eco 432 Personen transportieren. Zusätzlich sollen 14t Fracht mitgenommen werden können. Eine Machzahl von 0,83 wird darüber hinaus angestrebt.

Im Verlauf der Berechnung konnten viele Parameter verbessert und/oder präzisiert werden. Die Masse wird um ungefähr 6% reduziert, eine detaillierte Klappenauslegung liefert solide Werte für die Start und Landephase und eine detaillierte Abschätzung der flugmechanischen Eigenschaften liefert eine genaue Positionierung des Flügels. Im Zuge einer genaueren Flugleistungsgetrachtung hat sich ergeben, dass der Standschub anzupassen ist. Basierend darauf kann auch eine Betriebskostenabschätzung und Emissionsabschätzung durchgeführt werden.

Inhaltsverzeichnis

Symbolverzeichnis	IV
Abbildungsverzeichnis	VIII
Tabellenverzeichnis	X
1. Einleitung	1
2. Detaillierte Massenabschätzung	2
2.1. Kraftstoffmasse nach Roskam	2
2.2. Massenabschätzung nach Torenbeek	3
2.2.1. Rumpfmasse	3
2.2.2. Flügel- & Leitwerksmasse	3
2.2.3. Antriebsgruppe	4
2.2.4. Fahrwerksmasse	4
2.2.5. Zusätzliches Betriebsequipment	5
2.2.6. Operationelle Ausstattung	5
2.3. Massenübersicht	5
3. Bestimmung des Schwerpunktes	6
3.1. Rumpgruppe	6
3.2. Flügelgruppe	6
3.3. Bestimmung der Flügellage	6
3.4. Neutralpunktlage	7
3.5. Ermittlung der Schwerpunktgrenzen	7
3.6. Schwerpunktwanderung bei Beladung	8
4. Fahrwerksauslegung und Reifenauswahl	9
4.1. Bug- und Hauptfahrwerkslasten	9
4.2. Bug- und Reifenlasten	10
4.3. Bestimmung der LCN-Klassifizierung und Auswahl der Fahrwerksreifen	11
5. Detaillierte Widerstandsabschätzung	13
5.1. Flügelwiderstand	13
5.1.1. Profilwiderstand des Flügels	13
5.1.2. Induzierter Widerstand des Flügels	14
5.1.3. Transsonischer Widerstand des Flügels	14
5.2. Rumpfwiderstand	15
5.3. Triebwerkswiderstand	15
5.4. Leitwerkswiderstand	15
5.4.1. Profilwiderstand des Leitwerks	16

5.4.2.	Trimmwiderstand des Leitwerks	16
5.4.3.	Zusatzwiderstand des Leitwerks	16
5.4.4.	Interferenzwiderstand	17
5.5.	Widerstandspolare für den Design- und Off-Design-Fall	17
5.6.	Kumulative Widerstandspolare	17
6.	Hochauftrieb 1	19
6.1.	Einbauwinkel des Flügels	19
6.2.	Berechnung des Nullanstellwinkels des Flugzeugs	20
6.3.	Ermittlung der aufgelösten Polare des Flügels ohne Hochauftriebshilfen . . .	20
7.	Hochauftrieb 2	22
7.1.	Bestimmung der Klappenparameter und der aufgelösten Polare	22
7.2.	Trimmrechnung bei Klappenausschlag	24
7.3.	Widerstands- und Gleitzahlpolaren des Flugzeugs in Hochauftriebskonfigura- tion	25
7.3.1.	Profilwiderstand	26
7.3.2.	Induzierter Widerstand	26
7.3.3.	Interferenzwiderstand	26
7.3.4.	Fahrwerkswiderstand	26
7.3.5.	Vorflügelwiderstand	27
8.	Flugleistung 1	29
8.1.	Horizontalflugdiagramm	29
8.2.	Optimale Flugzustände	32
8.2.1.	Spezifischer Schubüberschuss SET	32
8.2.2.	Spezifischer Leistungsüberschuss SEP	32
8.2.3.	Spezifischer Reichweite SR	33
8.2.4.	Optimale Geschwindigkeiten	33
8.2.5.	Spezifische Flugdauer	34
8.3.	Flugbereichsdiagramm	35
8.3.1.	Reiseflug	35
8.3.2.	Landeanflug	36
9.	Flugleistung 2	37
9.1.	Integrale Steigleistung	37
9.1.1.	Steigzeit	37
9.1.2.	Steigstrecke	37
9.1.3.	Steigkraftstoff	38
9.1.4.	Auswertung der Ergebnisse	38
9.2.	Neues Massenverhältnis	38
9.3.	Berechnung des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms	38
9.3.1.	Punkt A	38

9.3.2. Punkt B	39
9.3.3. Punkt C	39
9.3.4. Punkt D	39
9.3.5. Nutzlast-Reichweiten-Diagramm und Auswertung	40
10. Betriebskostenabschätzung und Emmissions Kalkulation	41
11. Fazit	43
11.1. Vergleich zu FE1	43
11.2. Bewertung	43
11.3. Fazit	44
Literaturverzeichnis	46
A. Anhang	i

Symbolverzeichnis

Symbol	Beschreibung	Einheit
$\frac{d}{l}$	Dickenverhältnis	1
ν	Kinematic viscosity of the air	$\frac{m^2}{s}$
ϱ	Luftdichte	$\frac{kg}{m^3}$
A	Auftriebskraft	N
a	Lokale Schallgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
b	Spannweite	m
b_{Rumpf}	Breite Rumpf	m
g	Gravitations Konstante	$\frac{m}{s^2}$
h_{Rumpf}	Höhe Rumpf	m
l_μ	Mittlere Flügeltiefe	m
m	Masse	kg
m_{TOM}	Max Abflugmasse	kg
m_{TO}	Abflugmasse	kg
Ma	Machzahl	1
p	Statischer Druck	$\frac{kg}{m \cdot s^2}$
p_0	Umgebungsdruck	$\frac{kg}{m \cdot s^2}$
p_d	Dampfdruckdichte	$\frac{kg}{m \cdot s^2}$
p_∞	Statischer Druck	$\frac{kg}{m \cdot s^2}$
p_{dyn}	Dynamischer Druck	$\frac{kg}{m \cdot s^2}$
p_{tot}	Gesamtdruck	$\frac{kg}{m \cdot s^2}$
R	Reichweite	km
S_G	Umspülte Rumpfoberfläche	m^2
u	Lokale Strömungsgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
V_D	Dive speed	$\frac{m^2}{s}$

W_{des}	Gewicht Designmasse	kg
W_F	Flügelmasse	kg
EAS	Äquivalente Airspeed	$\frac{m^2}{s}$
TAS	Wahre Fluggeschwindigkeit	$\frac{m^2}{s}$
ε	Gleitzahl	1
α	Anstellwinkel	°
δ_f	Klappenausschlag	°
$\Delta C_{W,M}$	Widerstandsbeiwert für Transonischen Widerstand	1
$\frac{G}{F}$	Flächenbelastung	$\frac{kg}{m^2}$
$\frac{G}{F}_{erf,j}$	Flächenbelastung erforderlich	$\frac{kg}{m^2}$
$\frac{G}{F}_{vorh,j}$	Flächenbelastung vorhanden	$\frac{kg}{m^2}$
Λ	Streckung	1
λ	Zuspitzung	1
$\varepsilon_{compr,j}$	Gleitzahl kompressibel	1
b_S	Brennstoffmassenstroml	$\frac{1}{s}$
b_{fs}	Spannweite der Flügelfläche	m
$C_{A,F}$	Auftriebsbeiwert vom Flügel	1
C_a	Auftriebsbeiwert	1
$C_a(\eta)$	Ca Wert entlang des Flügels	1
$C_{f,la}$	Reibungskoeffizient für laminare Strömung	1
$C_{f,tu}$	Reibungskoeffizient für turbulente Strömung	1
C_f	Reibungskoeffizient	1
$C_{M,0,F}$	Nullmomentenbeiwert vom Flügel	1
$C_{W,ind}$	Induzierter Widerstandsbeiwert	1
$C_{W,int}$	Interferenzwiderstand	1
$C_{W,p}$	Profilwiderstand	1
D	Drosselgrad	1

D_F	Felgen Durchmesser	m
D_0	Reifenaußendurchmesser	m
$d_{Reifen,HFW}$	Durchmesser der Reifen des Hauptfahrwerkes	m
E	Gleitzahl	1
$F_{BFW,Dyn}$	Max Dynamische Bremslast	N
$F_{BFW,Max}$	Max statische Bugfahrwerkslast	N
$F_{BFW,min}$	Minimale Bugfahrwerkslast	N
F_H	Fläche Höhenleitwerk	m^2
F_{LW}	Fläche Leitwerk	m^2
$F_{Reifen,BFW,Dyn}$	Max Dynamische Last auf einen Reifen des Bugfahrwerks	N
$F_{Reifen,BFW,Max}$	Max statische Last auf einen Reifen des Bugfahrwerks	N
$F_{Reifen,HFW,Hyn}$	Max statische Last auf einen Reifen des Hauptfahrwerkes	N
G_{TO}	Abflugs Gewichtskraft	N
H_E	Energiehöhel	m
$l_{BFW,max}$	Abstand Bugfahrwerk zur hinteren Schwerpunktlage	m
$l_{BFW,min}$	Abstand Bugfahrwerk zur vorderen Schwerpunktlage	m
l_{BFW}	Länge Bugfahrwerk	m
$l_{BFW} + l_{HFW}$	Abstand Hauptfahrwerk und Bugfahrwerk	m
$l_{HFW,min}$	Abstand Hauptfahrwerk zur hinteren Schwerpunktlage	m
l_{HFW}	Länge Haupfahrwerk	m
M_{CR}	Reiseflug Machzahl	1
m_{oe}	Leermassel	kg
m_{pax}	Masse PAXl	kg
$m_p)$	Masse Payloadl	kg
n_{FWB}	Anzahl Reifen	1

r_{NP}	Neutralpunkt Abstand Flügel und Leitwerk	1
Re	Reynoldszahl	1
S	Schub	N
S_{FW}	Sicherheitsfaktor	1
u_{∞}	Strömungsgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
v_{CR}	Reiseflug Geschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
V_{lf}	Design Landegeschwindigkeit	m/s
W_{TEF}	Hinterklappen Gewichtl	kg
x_{HFW}^{MAC}	X Abstand Hauptfahrwerk im MAC Koordinatensystem	m
x_{SP}^{MAC}	X Schwerpunktabstand im MAC Koordinaten	m
x_u	Umschlagpunkt	m
Z_{MAC}	Z im MAC Koordinatensystem	m
z_{SP}^{RG}	Z Schwerpunkt im Rumpfkoordinatensystem	m

Abbildungsverzeichnis

3.1. Lage der Schwerpunkt und Neutralpunkte in Bezug zum Flügel (schwarz) und dem aerodynamischen Ersatzflügel (rot)	7
3.2. Zwei Beispiele für Beladediagramme	8
4.1. Für das Hauptfahrwerk verfügbare Reifen gemäß LCN/LCG	12
5.1. Kumulative Widerstandspolare	18
5.2. Reziproke Gleitzahlpolare	18
6.1. Aufgelöste Polare des Flügels ohne Hochauftriebshilfen	21
7.1. Aufgelöste Polaren bei ausgefahrenen Hochauftriebshilfen	25
7.2. Übersicht der Widerstandsanteile in der Startkonfiguration	28
7.3. Übersicht der Widerstandsanteile in der Startkonfiguration	28
8.1. Horizontalflugdiagramm für den Climb	30
8.2. Horizontalflugdiagramm für den Cruise	31
8.3. Horizontalflugdiagramm für den Landeanflug	31
8.4. Specific Excess Thrust - SET für den Climb	32
8.5. Specific Excess Power - SEP für den Climb	33
8.6. Specific Range - SR für den Climb	34
8.7. Specific Endurance - SE	34
8.8. Flugbereichsdiagramm für den Reiseflug	35
8.9. Flugbereichsdiagramm für die Landung	36
9.1. Nutzlast-Reichweiten-Diagramm	40
10.1. SKO und Kerosinkosentwicklung	42
A.1. Schwerpunktlagen der Rumpgruppe	i
A.2. Schwerpunktlagen der Flügelgruppe	ii
A.3. Beladediagramm Entladung 3-Klassen-Bestuhlung	iii
A.4. Beladediagramm Beladung All-Eco	iii
A.5. Beladediagramm Entladung All-Eco	iv
A.6. Abweichung des Anstellwinkels für das Auftriebsmaximum	iv
A.7. Übersicht der Widerstandsanteile in der Startkonfiguration	v
A.8. Resultierende Optimalgeschwindigkeiten	v
A.9. Routenabhängige Kosten	vi
A.10. Routenabhängige (C2) zu Routenunabhängige (C1) Kosten	vi
A.11. Routenunabhängige Kosten	vii
A.12. Draufsicht	vii

A.13.Seitenansicht	viii
A.14.Frontansicht	viii

Tabellenverzeichnis

2.1. Angenommene Werte für Faktoren zur Flügelmassenbestimmung	4
2.2. Detaillierte Massenabschätzungen des Entwurfs nach Torenbeek	5
4.1. Übersicht der gewählten Reifen	12
7.1. Widerstandsanteile für verschiedene Flugphasen	27
7.2. Vergleich der Gleitzahl und Auftriebsbeiwert Kombinationen	28
10.1. Zu erwartende Emissionen	42

1. Einleitung

Basierend auf dem Entwurf eines Langstreckenflugzeugs in Modul Flugzeugentwurf I wird in der Lehrveranstaltung Flugzeugentwurf II der Entwurf präzisiert und detaillierter betrachtet. Dafür werden zusätzliche Aspekte des Flugzeugentwurfs, welcher vorher grob approximiert wurden, nun genau berechnet und hinsichtlich der Plausibilität geprüft. Beispielsweise wird der Flügel modifiziert, indem Hochauftriebshilfen eingeführt werden, um die vorher angenommenen Auftriebsbeiwerte zu ermöglichen. Zusätzlich wird der Entwurf aus flugmechanischer Sicht untersucht, um Aussagen über die Stabilität und Steuerbarkeit zu treffen. Das Ziel, das hierbei verfolgt wird, ist ein Flugzeugentwurf, welcher alle Zulassungskriterien erfüllt und hinsichtlich der Betriebskosten optimiert ist. In FE I wurde ein Langstreckenflugzeug in Drachenkonfiguration mit klassischem Leitwerk entworfen. Die Maße des Luftfahrzeugs befinden sich im Boxmaß, mit einer Gesamtlänge von 79 m, einer Höhe von 24,15 m und einer Spannweite von 66,16 m. Um die hohe Reichweite von bis zu 5.050 NM zu ermöglichen wurden ZTL-Triebwerke mit einem hohen Bypass von 10 ausgewählt. Diese sollen auch das Starten und Landen innerhalb der geforderten Grenzen ermöglichen. Weiterhin wurde der Entwurf gemäß dem Prinzip der Familienbildung ausgelegt, indem kritische Baugruppen, wie die Flügel und Leitwerke hinsichtlich einer Shrink-Version ausgelegt wurden. Um möglichst viele Luftverkehrsgesellschaften anzusprechen, wurde der Basisentwurf für 311 (249 in der Shrink-Version) Passagiere in einer 3-Klassenbestuhlung und einer All-Economy Bestuhlung für 432 (359 in der Shrink) Passagiere optimiert. Im Zuge von FE II wird das Konzept der Familie nicht mehr aktiv verfolgt und es wird auf die Basisversion fokussiert. Etwaige Restriktionen, die aus der Familienbildung in FE I entstanden sind (z.B. Größe des Höhenleitwerks) werden trotzdem beachtet.

Im Zuge von FE II wird im ersten Schritt nochmals die Masse des Luftfahrzeuges betrachtet, indem die Fuel-Fractions-Methode nach Roskam und die detaillierte Massenabschätzung nach Torenbeek eingesetzt wird. Somit wird gleich zu Beginn das Luftfahrzeug stark geändert, was allerdings eine präzise Abschätzung des Massenschwerpunktes ermöglicht. Mithilfe dessen kann eine präzise Fahrwerksauslegung durchgeführt werden. Zusätzlich prüft eine detaillierte Widerstandsabschätzung, ob die in FE I angenommenen Gleitzahlen und Auftriebsbeiwerte realisierbar sind. Hierbei wird deutlich, dass Hochauftriebshilfen notwendig sind, welche die geforderten Auftriebsbeiwerte ermöglichen. Es werden somit Fowler-Klappen zum Entwurf hinzugefügt und der Einbauwinkel sowie die Position des Flügels bestimmt. Abschließend wird die Flugenvelope genauer betrachtet, indem ein Flugbereichsdiagramm erstellt wird. Eine Abschließende Betrachtung der Betriebskosten und Emissionen rundet den Entwurf ab, sodass insgesamt die Eigenschaften, die Flugmechanik und der Wirtschaftsspekt betrachtet wurden.

2. Detaillierte Massenabschätzung

Ein erster Anhaltspunkt für eine Massenabschätzung ist bereits aus Flugzeugentwurf I bekannt, jedoch handelt es sich bei diesen Werten nur um statistische Abschätzungen. Deshalb soll nun eine detaillierte Massenabschätzung eine fein aufgelöstere Sichtweise auf die einzelnen Massen bringen. Zunächst wird dazu die Kraftstoffmasse anhand eines Missionsprofils, das der Projektspezifikation entspricht, neu berechnet. Anschließend werden mithilfe einer Betrachtung von Massen der einzelnen Flugzeugkomponenten eine neue Betriebsleermasse und Maximalgewicht (MTOM) bestimmt.

2.1. Kraftstoffmasse nach Roskam

Zur Berechnung der benötigten Kraftstoffmasse wird das sogenannte Fuel-Fraction-Verfahren nach Roskam angewendet. Dabei werden Prozentsätze für das Verhältnis von Ausgangsmasse zu Endmasse von einzelnen Flugphasen während einer Mission bestimmt. Dabei sieht die Mission neben dem Reiseflug einen Ausweichflug mit Holding Pattern vor.

Für Missionsphasen, in denen das Flugzeug sinkt, wird ein Wert von Eins angenommen. Diese Näherung entspricht einem Gleitflug ohne Kraftstoffverbrauch. Für den horizontalen Geradeausflug wird mittels der Breguetschen Reichweitenformel ein passendes Verhältnis bestimmt. Der Rest wird über Näherungen bestimmt. Somit ergeben sich die in Tabelle dargestellten Fuel-Fractions.

Anschließend werden die Fuel-Fractions m_{f2} bis m_{f10} miteinander multipliziert, um einen Gesamtfaktor für die Fuel-Fractions zu erhalten. Mit diesem Faktor kann jedoch nur die Kraftstoffmasse für die Mission bestimmt werden. Es fehlt der Contingency-Anteil. Wird dieser mit einbezogen, kann mithilfe der Fuel-Fractions direkt auf den Kraftstoffmassenfaktor κ mittels Formel 2.1 geschlossen werden.

Fuel-Fraction	Beschreibung	Wert
m_{f0}	Triebwerke Anlassen/Warmlauf	0,992
m_{f1}	Rollen und Warten	0,996
m_{f2}	Start	0,996
m_{f3}	Steigflug und Beschleunigung	0,991
m_{f4}	Reiseflug	0,749
m_{f5}	Sink- und Anflug	1
m_{f6}	Steigen Ausweichflug	0,996
m_{f7}	Reisen Ausweichflug	0,984
m_{f8}	Sink- und Anflug Ausweichflug	1
m_{f9}	Warteschleife	0,896
m_{f10}	Landung und Rollen	1

$$\frac{m_F}{m_{TO}} = \kappa = 1 - M_{ff}^{2-10} + 0,05 \cdot (1 - M_{ff}^{2-5}) \quad (2.1)$$

Dabei werden für M_{ff}^{2-10} die Fuel-Fractions m_{f2} bis m_{f10} aufmultipliziert und für M_{ff}^{2-5} die Fuel-Fractions m_{f2} bis m_{f5} . Es ergibt sich ein Kraftstoffmassenfaktor κ von 0,303. Im Vergleich zu dem bisherigen Entwurf mit einem Wert von 0,344 konnte der Anteil an Kraftstoff an der Gesamtmasse reduziert werden.

2.2. Massenabschätzung nach Torenbeek

Torenbeek [9] liefert eine Möglichkeit, einzelne Komponentenmassen regressiv abzuschätzen. Somit kann der Entwurf viel genauer beschrieben werden, da Komponenten direkt abgeschätzt werden können. Dabei ist jedoch zu beachten, dass Torenbeek seine Methode in den 1980er Jahren entwickelt hat. Somit werden die letzten 40 Jahre Entwicklung nicht mit abgebildet, was zu massiven Fehlabschätzungen führen kann. Somit müssen Technologiefaktoren diskutiert werden, um den aktuellen Stand der Technik abzubilden. Grundsätzlich wird für den Entwurf einen Kompositanteil von 50 % angenommen und, dass dieses Kompositmaterial 40 % weniger Masse als Aluminium hat [1]. Um einzelne Komponenten möglichst genau abzuschätzen, werden zusätzlich von Zulieferunternehmen bekannte Werte berücksichtigt.

2.2.1. Rumpfmasse

Der Rumpf bildet neben dem Flügel den größten Massenanteil an der Betriebsleermasse. Somit ist eine gute Abschätzung der Rumpfmasse die Basis für eine Vielzahl von weiteren Berechnungen. Die Masse des Rumpfes wird anhand von Formel 2.2 [9, S.281ff.] berechnet. Die Dimensionen des Rumpfes sind bereits aus FE1 bekannt. Anhand von CAD Daten wird die Oberfläche des Rumpfes bestimmt. Die abgeschätzte Oberfläche hat einen Wert von 1304 m^3 . Zusätzlich wird die Dive Speed benötigt. Diese wird anhand der Kriterien aus der Zulassungsvorschrift CS-25 [4] bestimmt. Dort werden zwei Kriterien beschrieben. Beide werden implementiert und der jeweils kritischere Fall ausgewählt. Es ergibt sich eine Dive Speed von 211 m/s .

$$Rumpfmasse = 0,23 \cdot \sqrt{v_{D,EAS} \cdot \frac{l_t}{b_{Rumpf} + h_{Rumpf}}} \cdot S_G^{1,2} \quad (2.2)$$

Der Heckausleger wird in der Tail Group beschrieben. Diese wird in Anlehnung an [9, S.281] mit zwei Prozent von MTOM abgeschätzt. Dabei Wird ein Technologiefaktor angenommen, welcher

2.2.2. Flügel- & Leitwerksmasse

Die Flügelmasse wird mithilfe von Formel 2.3 bestimmt. Dabei muss eine Vielzahl an Einflussfaktoren, sowie das Bruchlastvielfache n_{ult} abgeschätzt werden. Diese sind in Tabelle

10.1 aufgeführt. Grundsätzlich wird das Flügeldesign von FE1 beibehalten. Zusätzlich werden nun auch Hochauftriebssysteme integriert. Dies wird bei der Berechnung der Surface Control Group berücksichtigt. Es ergibt sich somit eine Flügelmasse von 27 824 kg.

$$Flügelmasse = K \cdot [k_b \cdot n_{ult} \cdot (W_{des} - 0,8 \cdot W_F)]^{0,55} \cdot b^{1,675} \cdot \left(\frac{d}{l}\right)_{root}^{-0,45} \cdot (\cos\Lambda_{50})^{-1,325} \quad (2.3)$$

wobei für K gilt:

$$K = const \cdot k_{no} \cdot k \cdot k_e \cdot k_{uc} \cdot k_{st} \quad (2.4)$$

Faktor	Wert	Faktor	Wert
$const$	0,0046	k_{uc}	1
k_{no}	1,1647	k_{st}	1,1823
k	1,1107	k_b	1
k_e	0,95	n_{ult}	3,2115

Tabelle 2.1.: Angenommene Werte für Faktoren zur Flügelmassenbestimmung

Analog zur Berechnung des Flügels werden auch das Höhenleitwerk und das Seitenleitwerk berechnet. Dabei fallen 5253 kg für das Höhenleitwerk und 2733 kg für das Seitenleitwerk an. Die Leitwerke werden in der Tail Group zusammengefasst.

Zum Betrieb des Flügels und seiner Hochauftriebssysteme werden die Massen der Klappen und ihre Steuerung in der Surface Control Group abgeschätzt. Die genaue Beschreibung der gewählten Hochauftriebshilfen erfolgt in Kapitel 7. Mittels Torenbeek [9] wird die Surface Control Group mit einer Masse von 5507 kg abgeschätzt.

2.2.3. Antriebsgruppe

Aus FE1 ist bereits der erforderliche Startschub bekannt. Dieser wird jedoch im weiteren Verlauf iteriert. Mit den berechneten Schubanforderungen wird ein Triebwerk ausgesucht. Aktuell gibt es jedoch kein Triebwerk auf dem Markt, was einen erforderlichen Startschub von 1143,4 kN leisten kann. Als Basis für die Massenabschätzung dient das Rolls-Royce Trent XWB-97 mit einer angegebenen Masse von 7549 kg bei einem Take-of-Thrust von 431,5 kN [5]. Es wird davon ausgegangen, dass der erforderliche Schub durch technische Weiterentwicklung mit einer Massesteigerung von fünf Prozent erzielt werden kann. Somit ergibt sich für die Triebwerke eine Gesamtmasse von 16 608 kg.

2.2.4. Fahrwerksmasse

Die Massen des Hauptfahrwerk und des Bugfahrwerks werden lediglich über MTOM abgeschätzt. Dabei sollen beide Fahrwerke einziehbar sein. Die Masse des Hauptfahrwerks wurde auf 9478 kg abgeschätzt. Das Bugfahrwerk kommt auf einen Wert von 1354 kg. Die Fahrwerksmasse wird als Undercarriage Group zusammengefasst.

2.2.5. Zusätzliches Betriebsequipment

Als APU soll eine Honeywell HGT1700 zum Einsatz kommen. Diese hat eine Masse von 335 kg [7]. Weitere Massen werden nach Torenbeek [9, 289f.] abgeschätzt und sind der Tabelle 2.2 zu entnehmen.

2.2.6. Operationelle Ausstattung

Die Basis-Version kann 311 Passagiere befördern, während die All-Eco-Variante 432 Passagiere mitnehmen kann. Die Berechnung der Sitzmassen erfolgt analog zu FE1. Ein Economy Sitz wird dabei auf eine Masse von 8kg, ein Business Sitz auf 12,2kg und ein First-Class Sitz auf 21,3kg geschätzt.

2.3. Massenübersicht

Folgend werden die Ergebnisse der Massenabschätzung tabellarisch dargestellt. Tabelle 2.2 stellt dabei die Massen gruppiert dar und gibt die jeweiligen Prozentsätze der Baugruppe von DEM und MTOM an. Diese Gruppen werden jeweils unter Group total aufsummiert. Die blau unterlegten Massen entsprechen einer Aufsummierung aller Gruppenmassen bis zu dem entsprechenden Punkt.

Group indication		Mass [kg]	% DEM	% MTOM
Airframe structure	Wing Group	27824	21,1	10,5
	Tail Group	7986	6,1	3,0
	Fuselage Group	25012	19,0	9,4
	Undercarriage Group	11052	8,4	4,1
	Surface Control Group	5507	4,2	2,1
	Engine Section Group	2108	1,6	0,8
	Group Total	79489	60,4	29,9
Propulsion Group	Propulsion Group	16608	12,6	6,2
	Group Total	16608	12,6	6,2
Airframe services and equipment	APU	335	0,2	0,1
	Instruments, navigation and electronics	1907	1,5	0,8
	Hydraulics	9960	7,6	3,7
	Furnishing and equipment	19535	14,8	7,4
	A/C and anti-icing	2495	1,9	0,9
	Miscellaneous	1331	1,0	0,5
	Group Total	35563	27,0	13,4
Delivery Empty Mass		131660	100	49,5
Operational items	Crew provisions	798		0,3
	Passenger cabin supplies	3528		1,3
	Water and toilet chemicals	726		0,3
	Safety equipment	1057		0,4
	Seating	3411		1,3
	Residual fuel	259		0,1
	Group Total	9779		3,7
Operational Empty Mass		141439		53,1
Payload	Payload	44167		16,6
	Group Total	44167		16,6
Zero Fuel Weight		185606		69,7
Fuel	Fuel	80606		30,3
	Group Total	80606		30,3
Maximum Take Off Mass		266212		100

Tabelle 2.2.: Detaillierte Massenabschätzungen des Entwurfs nach Torenbeek

3. Bestimmung des Schwerpunktes

Die Erkenntnisse aus der detaillierten Massenabschätzung werden für die Bestimmung des Schwerpunktes verwendet. Der Schwerpunkt ist für das Verhalten des Flugzeuges sehr wichtig. So muss sich der Schwerpunkt im Flug vor dem Gesamtneutralpunkt liegen. Weiterhin muss auf dem Boden beim Beladen sichergestellt werden, dass das Flugzeug unabhängig von der Nutzlastmenge, Verteilung und Beladungsreihenfolge nicht kippt. Die Schwerpunktbestimmung wird in zwei Bereiche unterteilt. Zuerst wird der Schwerpunkt der Flügel- und Rumpfgruppe getrennt voneinander bestimmt. Danach wird die Flügelgruppe so positioniert, dass die Beladeszenarien eingehalten werden können. Alle Grenzen müssen dabei berücksichtigt werden.

3.1. Rumpfgruppe

Zur Bestimmung der Schwerpunkte der Rumpfgruppe wird ein Rumpfkoordinatensystem definiert. Dieses beginnt an der Flugzeugnase und läuft entlang der Rumpfmittelachse. Die einzelnen Komponenten der Rumpfgruppe umfassen alle Teile, die am und im Rumpf verbaut sind. Für jede einzelne Komponentengruppe für die eine Masse abgeschätzt wurde, wird nun auch ein Schwerpunkt abgeschätzt. Dabei wird das CAD Modell als Referenz genommen (Vergleiche Anhang: A.12, A.13, A.14), sowie Abschätzungen nach Torenbeek vorgenommen. Die gesamte Übersicht über die Schwerpunktlagen der Rumpfgruppe ist im Anhang A.1 dargestellt.

3.2. Flügelgruppe

Da die Flügelgruppe separat betrachtet wird, wird ein neues Koordinatensystem verwendet. Das Flügelkoordinatensystem beginnt an der imaginären Spitze des Flügels im Rumpf. Betrachtet werden der Flügel an sich, die Triebwerke inklusive Nacelle und Pylon, sowie die Klappensysteme. Zum Flügel gehören zusätzlich die Tanks und die Holme. Dadurch kann für den Flügel nicht der Flächenschwerpunkt angenommen werden, da sich mehr Masse weiter vorn konzentriert. Zur Flügelgruppe gehört zudem das Hauptfahrwerk. Die Schwerpunktlagen der Komponenten der Flügelgruppe werden in Anhang A.2 dargestellt. Zusätzlich sind die Lagen der Tankschwerpunkte verzeichnet. Der Tank im Rumpf wird für den Entwurf jedoch nicht gebraucht und somit in den Berechnungen nicht berücksichtigt.

3.3. Bestimmung der Flügellage

Da zwei Koordinatensysteme verwendet werden, muss eine Referenz eingeführt werden, um beide Gruppen zusammenzuführen. Dazu wird ein weiteres Koordinatensystem verwendet, welches sich auf die mittlere Flügeltiefe l_μ (MAC) bezieht. Der Doppeltrapezflügel wird

3. Bestimmung des Schwerpunktes

dabei zu einem aerodynamischen Vergleichsflügel vereinfacht und alle Koordinaten auf die Vorderkante des Vergleichsflügels bezogen. Der Flügel wird anschließend so positioniert, dass der Gesamtschwerpunkt von Rumpf- und Flügelgruppe bei 20 % MAC liegt. Somit liegt die Spitze des Flügels 32,6 m von der Flugzeugnase in x-Richtung. Damit wird der Flügel im Vergleich zu FE1 nach hinten geschoben.

3.4. Neutralpunktlage

Durch die Verschiebung des Flügels hat sich auch der Leitwerkshebelarm verringert. Durch die neue Position ergibt sich auch eine neue Neutralpunktlage. Für einen sicheren Flugzustand wird die Grenze des Neutralpunktes benötigt, damit der hintere Schwerpunkt festgelegt werden kann. Der Neutralpunkt des Flügels kann hierbei nach Thorbeck [8] (Manuskript, Kapitel D) bestimmt werden. Abbildung 3.1 stellt die Lage der Schwerpunkte des OEM, sowie die Neutralpunkte mit und ohne Leitwerke dar.

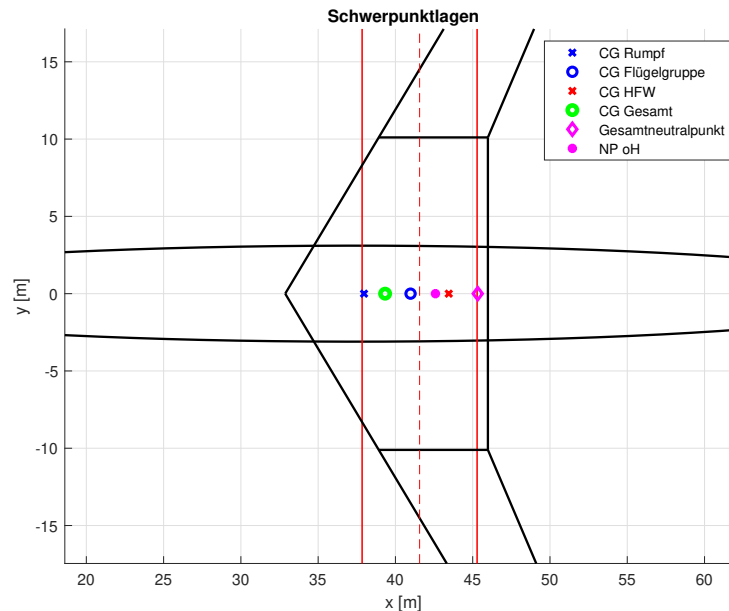


Abbildung 3.1.: Lage der Schwerpunkt und Neutralpunkte in Bezug zum Flügel (schwarz) und dem aerodynamischen Ersatzflügel (rot)

3.5. Ermittlung der Schwerpunktsgrenzen

Mehrere Grenzen limitieren die Schwerpunktwanderung in einem Flugzeug. Zum einen muss gewährleistet sein, dass das Flugzeug nicht nach hinten umkippt. Dazu wird die Längsstabilität betrachtet, welche die höchste und hinterste Schwerpunktlage begrenzt. Dazu soll vom Hauptfahrwerk ein vorlaufender Winkel von 15° eingehalten werden. Die Grenze berechnet sich mittels Formel 3.1. Sie liegt für den Entwurf bei 52,7 % von MAC. Das Hauptfahrwerk hat dabei eine Lage von 75,4 % MAC.

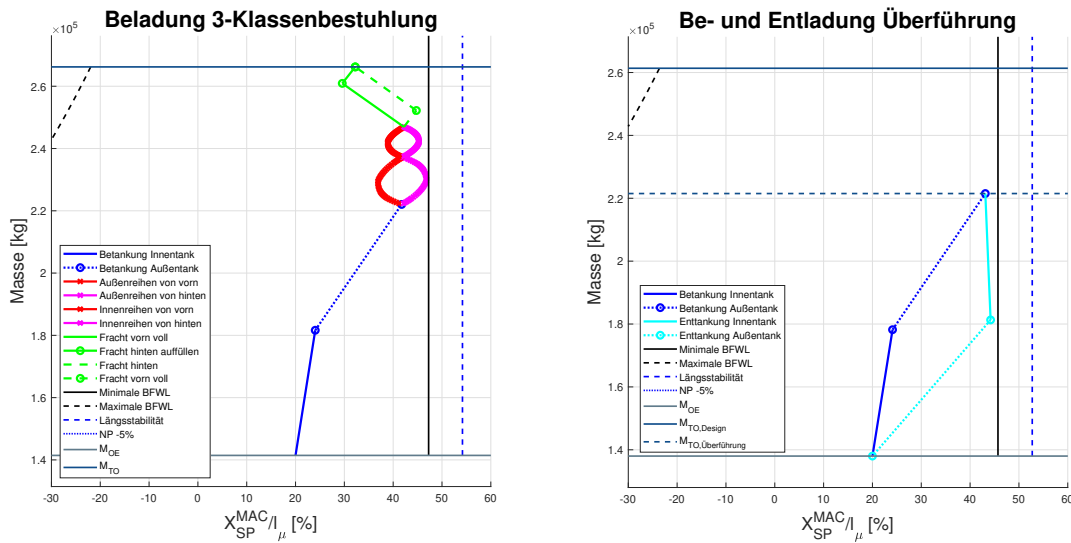
$$\frac{x_{SP}^{MAC}}{l_\mu} = \frac{x_{HFW}^{MAC}}{l_\mu} - (z_{HFW}^{MAC} + z_{SP}^{RG} - Z_{MAC}) \cdot \frac{\tan(15^\circ)}{l_\mu} \quad (3.1)$$

Weitere Begrenzungen stellen die minimale und maximale Bugfahrwerkslast dar. Die minimale Bugfahrwerkslastgrenze liegt für den Entwurf bei 45,7 % MAC. Der Kurvenverlauf der maximalen Bugfahrwerkslast ist Abbildung 3.2a zu entnehmen.

Zudem wird die Kippstabilität betrachtet. Sie begrenzt die vorderste Schwerpunktlage. Sie wird auf -127% MAC bestimmt und damit nicht weiter betrachtet. Zusätzlich muss die statische Stabilität erfüllt sein. Es wird von einem Stabilitätsmaß von 5 % ausgegangen. Damit liegt die Grenze für statische Stabilität bei 61,5 % MAC.

3.6. Schwerpunktwanderung bei Beladung

Zur Überprüfung, der Grenzen, werden Beladediagramme erstellt. Dabei wird der Schwerpunktverlauf normiert auf l_μ dargestellt. Ausgehend von der OEM wird die Beladung von außen nach innen eingezeichnet. Zu allen Zeiten sollen die Grenzen nicht gerissen werden. Abbildung 3.2a zeigt die Beladediagramme von der Beladung der 3-Klassen-Variante, sowie dem kritischsten Fall, der Überführung.



(a) Exemplarisches Beladediagramm für die 3-Klassen-Bestuhlung (b) Exemplarisches Beladediagramm für einen Überführungsflug

Abbildung 3.2.: Zwei Beispiele für Beladediagramme

Beiden Diagrammen ist zu entnehmen, dass durch die hohe Flügelpfeilung der Schwerpunkt bei der Betankung stark nach hinten wandert und damit nah an die Grenzen kommt. Die kritischste Grenze ist dabei die minimale Bugfahrwerkslast. Die Diagramme für die Entladung, sowie die Be- und Entladung der All-Eco-Variante sind im Anhang A.3, A.4 und A.5 einzusehen.

4. Fahrwerksauslegung und Reifenauswahl

Das Fahrwerk ermöglicht in erster Linie das sichere Manövrieren des Luftfahrzeuges am Boden. Allerdings muss es weitere Aufgaben übernehmen, wie das Aufnehmen von Stoßkräften beim Aufsetzen auf der Landebahn und den anschließenden starken Bremsvorgängen. Es muss somit sichergestellt werden, dass das Fahrwerk diese Belastungen inklusive zusätzlicher Sicherheitsaufschläge standhält. Weitere Anforderungen werden aus Sicht der Flughafenbetreiber gefordert. So muss das Fahrwerk gemäß der Projektspezifikation für eine Typ LCG III Start- und Landebahn ausgelegt werden, was einer LCN von 51-75 entspricht. Diese zusätzliche Klassifizierung stellt sicher, dass das Fahrwerk optimal an die zur Verfügung stehende Landebahn angepasst wird und sie nicht übermäßig belastet, was zu einer Reduzierung der Lebensdauer der Landebahn und zu erhöhten Landegebühen führen kann. Diese Klassifizierung schützt nicht nur die Landebahn, sondern auch das Luftfahrzeug vor dem Landen auf Pisten mit niedriger Qualität, welche das Fahrwerk beschädigen könnte. Basierend auf dem Entwurf aus Flugzeugentwurf I wird ein Fahrwerk bestehend aus einem Bugfahrwerk mit zwei Hochdruckreifen und zwei Hauptfahrwerksbeinen mit jeweils 4 Niedrigdruckreifen angestrebt. Im Folgenden wird beschrieben, wie die Fahrwerkslasten ermittelt und passende Reifen für den Entwurf gewählt wurden. Verwendet wird hierbei das Verfahren nach Norman S. Curry- (Fahrwerksbelastungen) [3] und das LCN-Verfahren nach Torenbeek [9].

4.1. Bug- und Hauptfahrwerkslasten

Die Lasten auf die einzelnen Fahrwerksbeine werden gemäß den unten abgebildeten Formeln bestimmt. Zu beachten ist hier die Unterscheidung in maximal und minimal Last für das Bugfahrwerk. Durch die unterschiedlichen Beladungszustände kann der Schwerpunkt zwischen zwei Positionen wandern. Die kritischen Fälle: Schwerpunkt an vorderster und hinterster Position. Für das Bugfahrwerk wird somit die Last für die vorderste Schwerpunktposition (maximale Last) und hinterste Lage (minimale Last) ermittelt. Für das Hauptfahrwerk wird nur für die hinterste Position bestimmt. Die Positionen des Schwerpunkts sind bereits aus der Schwerpunktbetrachtung bekannt.

$$F_{BFW,Min} = \frac{G_{TO} \cdot ((l_{BFW} + l_{HFW}) - l_{BFW,Max})}{l_{BFW} + l_{HFW}} = 33.033lbm(14983kg) \quad (4.1)$$

$$F_{BFW,Max} = \frac{G_{TO} \cdot ((l_{BFW} + l_{HFW}) - l_{BFW,Min})}{l_{BFW} + l_{HFW}} = 65.197lbm(29572kg) \quad (4.2)$$

$$F_{BFW,Dyn} = F_{BFW,Max} + \frac{10 \cdot (\Delta z + 0,5 \cdot d_{Reifen,HFW}) \cdot G_{TO}}{32,2 \cdot (l_{BFW} + l_{HFW})} = 99.504lbm(4513kg) \quad (4.3)$$

$$F_{HFW,Max} = \frac{G_{TO} \cdot ((l_{BFW} + l_{HFW}) - l_{HFW,Min})}{n_{FWB} \cdot (l_{BFW} + l_{HFW})} = 273.414lbm(124.018kg) \quad (4.4)$$

Kritisch für die Zulassung ist hier das Einhalten der statischen und dynamischen Grenzlasten für das Bugfahrwerk. Die statischen Belastungen dürfen für jede Schwerpunktposition niemals den Bereich 6-20 % Abfluggewicht überschreiten. Um diese absoluten Grenzen zu gewährleisten, wurde der Bereich auf 8 – 15% reduziert, um so mehr Spielraum für spätere Entwurfsphasen zu ermöglichen. So wird für den Entwurf die erste Begrenzung nicht überschritten, allerdings wird die obere Grenze mit 17 % anstatt 15 % geschnitten.

4.2. Bug- und Reifenlasten

Die ermittelte Last wird auf die einzelnen Reifen verteilt und wird mittels der untenstehenden Formeln bestimmt. Für das Bugfahrwerk ist hier die Belastung mit der vorderen Schwerpunktposition dimensionierend. Weiterhin wurde ein zusätzlicher, auf FAR-Zulassungsanforderungen basierender, Sicherheitsaufschlag auf die statischen Belastungen addiert. Dieser beträgt 7 %. Um weitere Reserven für den Entwurf zu besitzen, falls sich die Flugzeugmasse nochmals ändern sollte (z.B. auch durch Produktionsprozesse), wird der Aufschlag um weitere 25 % erhöht.

$$F_{Reifen,BFW,Max} = \frac{F_{BFW,Max}}{n_{Reifen,BFW}} \cdot S_{FW} = 43.030lbm(19.518kg) \quad (4.5)$$

$$F_{Reifen,BFW,Dyn} = \frac{F_{BFW,Dyn}}{n_{Reifen,BFW}} \cdot S_{FW} = 65.672lbm(29.788kg) \quad (4.6)$$

$$F_{Reifen,HFW,Max} = \frac{F_{HFW,Max}}{n_{Reifen,HFW}} \cdot S_{FW} = 45.113lbm(20.463kg) \quad (4.7)$$

Basierend auf diesen Berechnungen können nun die Fahrwerksreifen bestimmt werden. Angestrebt wird hierbei die Wahl eines Hochdruckreifens für das Bugfahrwerk. Diese weisen in der Regel ein geringeres Gewicht auf und reduzieren die Totmasse des Luftfahrzeugs. Das Hauptfahrwerk besitzt in der Regel Niedrigdruckreifen. Diese sind schwerer, aber haben eine höhere Lebensdauer und können in längeren Intervallen gewartet werden. Durch die Abhängigkeit der dynamischen Bugfahrwerkslast vom Durchmesser der Hauptfahrwerksreifen wird zunächst über die LCN/LCG-Methode der Hauptfahrwerksreifen bestimmt, um anschließend den Bugfahrwerksreifen zu wählen. Die Auswahl der Fahrwerksreifen wird weiterhin durch die Start- und Landegeschwindigkeit eingeschränkt. So ist die höhere Landegeschwindigkeit von 91 m/s der dimensionierende Fall und wird bei der Reifenauswahl berücksichtigt.

4.3. Bestimmung der LCN-Klassifizierung und Auswahl der Fahrwerksreifen

Das Ermitteln einer LCN für das Luftfahrzeug wird für das Hauptfahrwerk durchgeführt, da dieses die komplette Landebelastung aufnimmt. Wie bereits beschrieben muss die LCN für eine LCG III zwischen 51 und 75 liegen, wobei ein höherer Wert vorteilhafter ist. Eine höhere LCN ist mit einem geringeren Fahrwerksgewicht gleichzusetzen und trägt zu einem effizienteren Luftfahrzeug bei. Die LCN setzt sich zusammen aus Fahrwerkslast und Reifendruck. Die Fahrwerkslast muss auf einen Reifen berechnet werden, was mithilfe der Equivalent Single Wheel Load (EWSL) ausgedrückt wird. Die EWSL hingegen setzt sich zusammen aus einem Reduktionsfaktor zusammen, welcher über die Reifenauftragfläche A , den Radius der relativen Steifigkeit L , den Radabstand zwischen vorderster und hinterster Achse S_T und den Radabstand zwischen den Reifen auf einer Achse S_B berechnet wird. Die Kontaktfläche wird mit den folgenden Formeln bestimmt, wobei der Radius der relativen Steifigkeit mit $L = 40inch$ angenommen wird und der Faktor $u = 2,54$ für neuere Reifen. S_B wird mit dem jeweiligen Reifendurchmesser multipliziert mit 2,3 abgeschätzt. Für S_T beträgt der Faktor 1,2. Für den im Anschluss bestimmten Reifen sind die Werte folgendermaßen bestimmt.

$$d = \frac{b \cdot (D_0 - D_F)}{200} = 0,066 \quad (4.8)$$

$$A = 2,54 \cdot d \cdot \sqrt{(D_0 - D_F) \cdot (W - d)} = 5,6sqin \quad (4.9)$$

mit: W = Reifenbreite

Dank der zur Verfügung gestellten Datenbank wurde ein Algorithmus programmiert, der diese Berechnungen für alle Vorhandenen Reifen durchführt. Die Datenbank wurde im ersten Schritt nach der maximalen Fahrwerksgeschwindigkeit und der statischen, sowie dynamischen Lasten gefiltert.

In der Abbildung 4.1 ist eine Auswahl möglicher Hauptfahrwerksreifen abgebildet. Es wird deutlich, dass viele der verfügbaren Reifen in einer sehr hohen LCN von über 80 liegen. Diese können nicht verwendet werden, da sie beim Landen auf einer LCG III Landebahn beschädigt werden könnten. Im Bereich zwischen 51 und 75 LCN fällt besonders das Modell H54x21,0-24 aus der FlightLeader ER Serie auf (Rot markiert). Der Reifen erfüllt alle Belastungsanforderungen und liegt mit 212 PSI nah am Hochdruckbereich. Dies ist aber mit einem Technologiefaktor akzeptabel, da auch modernere Luftfahrzeuge, wie die Boeing B787, bereits Hauptfahrwerksreifen mit bis zu 230 PSI einsetzen[6]. Auf Basis der 54 inch für das Hauptfahrwerk wurde der B46x16,0-23,5 aus der Aircraft Rib Serie gewählt. Dieser hat einen höheren Druck von 260 PSI. Die Auswahl eines möglichst kleinen Bugfahrwerksreifen reduziert das Fahrwerksgewicht. Die Kombination aus Reifen für den Entwurf ist realistisch, da ähnliche Durchmesser und Belastungen in Luftfahrzeugen mit ähnlichem MTOM wieder-

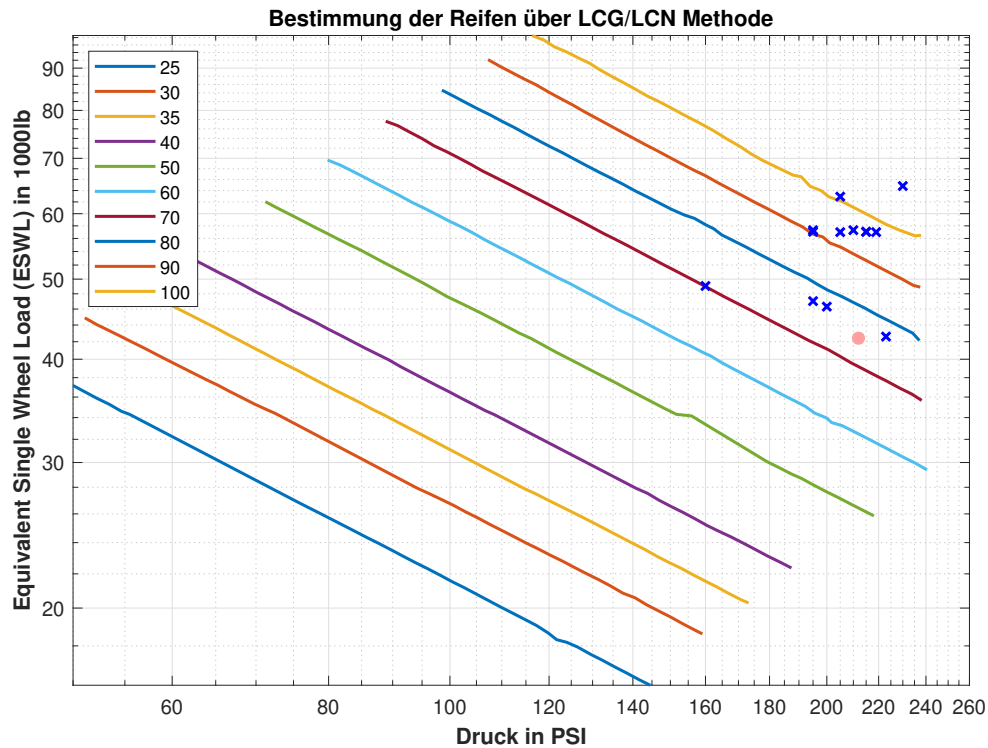


Abbildung 4.1.: Für das Hauptfahrwerk verfügbare Reifen gemäß LCN/LCG

zufinden sind. Zusammenfassend wurden die gewählten Reifen in der Tabelle aufgelistet.4.1

Name	Reifenmodell	Durchmesser	Reifendruck	Spurbreite
HFW	H54x21,0-24 FlighTLeaderER	54" (1,37m)	212PSI (14,6bar)	21" (0,53m)
BFW	B46x16,0-23,5 Aircraft Rib	46" (1,17m)	260PSI (17,9bar)	16" (0,41m)

Tabelle 4.1.: Übersicht der gewählten Reifen

Im Laufe der Iteration wurde zuerst ein Hauptfahrwerk mit 6 Reifen gewählt, jedoch wurde dieses Konzept verworfen. Viele der möglichen Reifen befanden sich in einer zu hohen LCN, weshalb nur kleinere 40inch Reifen gewählt werden mussten.

5. Detaillierte Widerstandsabschätzung

Die Bestimmung des Widerstands ist eine Voraussetzung zur Bestimmung der Flugleistung des Entwurfs. Hierfür wird das Verfahren nach Torenbeek verwendet, wobei unterschiedliche Widerstandsanteile einzeln betrachtet und abschließend kumulativ in der Widerstandspolare aufgetragen werden. Dafür wird das Luftfahrzeug in Flügel, Rumpf & Triebwerke und Leitwerke unterteilt, wobei jeweils die maßgebenden Widerstandsanteile berechnet werden. Durchgeführt wird das Verfahren für den Design- und Off-Design Fall, da es sich hierbei um die am häufigsten vorkommenden Betriebszustände hält.

5.1. Flügelwiderstand

5.1.1. Profilwiderstand des Flügels

Der Profilwiderstand des Flügels setzt sich zusammen aus dem Hautreibungswiderstand und dem Druckwiderstand. Bei kleineren Auftriebsbeiwerten überwiegt hauptsächlich der Hautreibungswiderstand, wobei große Auftriebsbeiwerte in einer Zunahme des Druckwiderstands resultieren. Bei 70 % von $C_{A,Max}$ kommt es darüber hinaus zu Ablöseerscheinungen, welche den Widerstand stark erhöhen. Das Ablösen tritt bei einer laminaren Strömung leichter auf als bei einer turbulenten Umströmung des Flügels. Die Bestimmung dieser Eigenschaften, sowie der Umschlagpunkte der Strömung oder der Kompressibilitätseffekte wird praktisch in Windkanälen vermessen. Die Erkenntnisse werden anschließend in Widerstandspolaren zusammengefasst, welche für die Bestimmung des Widerstands des Entwurfes verwendet werden. Der Profilwiderstand wird aus zwei Anteilen berechnet. Der erste Teil wird aus den Widerstandspolaren bestimmt. Der zweite über die Theorie der ebenen Platte.

$$C_{w,p} = C_{W,p}(C_a(\eta)) - C_{w,p,min} + C_{w,p,min}(Re) \quad (5.1)$$

Basierend auf den Widerstandspolaren aus dem Profilkatalog werden diese zuerst auf die korrekte Reynoldszahl bei $Ma = 0,6$ skaliert. Der Profilwiderstand wird für den ganzen Flügel mittels dem Verfahren nach Diederich für jedes C_A berechnet. Das heißt jeder Profiltiefe *eta* wird ein reynoldsabhängiger Widerstandsbeiwert zugeordnet.

$$C_{w,p}(\eta) = C_{w,p,min}(Re) + 0,03 \cdot C_a^6(\eta) \quad (5.2)$$

$$C_{w,p,min}(Re) = 2 \cdot c_f \cdot (1 + k \cdot \cos(\phi_{50})^2) \quad (5.3)$$

Durch die größere Lauflänge des Profils gegenüber der Platte bildet sich eine Übergeschwindigkeit, welche zusammen mit dem Dickenverhältnis den Faktor für den Druckwiderstand bildet:

$$k = 2,7 \cdot \frac{d}{l} + 100 \cdot \left(\frac{d}{l}\right)^4 \quad (5.4)$$

Der Hautreibungsbeiwert c_f wird mit der folgenden Formel bestimmt:

$$c_f = c_{f,tu}(l) - \frac{x_u}{l} \cdot (c_{f,tu}(x_u) - c_{f,la}(x_u)) \quad (5.5)$$

Dabei wird der Umschlagpunkt von laminar zu turbulenter Strömung mittels $\frac{x_u}{l} = 0,02 - 0,05$ angenommen. Der Umschlagpunkt ist bei 0,035. Womit die kritische Reynoldszahl mit $Re_u = \frac{x_u \cdot v}{\nu}$ bestimmt werden kann. Dabei handelt es sich um einen meist theoretischen Wert, da durch äußere Einflüsse diese Reynoldszahlen nicht erreicht werden können. Diese können eine hohe Rauigkeit des Profils sein oder große Turbulenzgrade.

$$c_{f,la} = \frac{1,328}{\sqrt{Re}}; c_{f,tu} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} \quad (5.6)$$

Abschließend kann nun der vom Auftriebsbeiwert abhängige Profilwiderstand des Flügels über folgende Integration bestimmt werden.

$$c_{w,p} = \int_{Rumpf}^1 c_{w,p}(\eta) \cdot \frac{l(\eta)}{l_m} \cdot d\eta = f(c_{A,F}) \quad (5.7)$$

5.1.2. Induzierter Widerstand des Flügels

Der induzierte Widerstand wird über die folgende Formel bestimmt. Dieser hängt maßgeblich von der Zuspitzung, Streckung und Pfeilung ab, wobei auch die geometrische Verwindung in die Berechnung inkludiert wird. Hierbei entspricht $\Delta\varepsilon = |\varepsilon_{Tip} - \varepsilon_{Tip} \cdot \eta_{Ru}|$

$$C_{W,ind} = c_2 \cdot \frac{C_{A,F}^2}{\pi \cdot \Lambda} + c_1 \cdot C_{A,F} \cdot \Delta\varepsilon + c_0 \cdot \Delta\varepsilon^2 \quad (5.8)$$

Die einzelnen Faktoren c_0 , c_1 , c_2 werden abhängig von den Flügelparametern berechnet.

$$c_0 = C_a'^2 \cdot (0,0088 \cdot \lambda - 0,0051 \cdot \lambda^2) \cdot (1 - 0,0006 \cdot \Lambda^2) \quad (5.9)$$

$$c_1 = C_a' \cdot (0,0134 \cdot (\lambda - 0,3) - 0,0037 \cdot \lambda^2) \quad (5.10)$$

$$c_2 = \frac{1}{\tau} \cdot (1 + 5 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{|\Phi_{25}|^3}{1}) \quad (5.11)$$

Mit $\tau = 1 - \Lambda \cdot (0,002 + 0,0084 \cdot (\lambda))$.

5.1.3. Transsonischer Widerstand des Flügels

Der Transsonische Widerstand oder auch Wellenwiderstand ist besonders bei hohen Geschwindigkeiten ab $Ma = 0,6$ relevant. Ab einer kritischen Machzahl M_{DD} steigt der Widerstand gegenüber dem Widerstand bei $Ma = 0,6$ rapide um $\delta C_W = 0,002$ an. Für das verwendete VA-2 Profil kann zur Bestimmung der folgende Ansatz verwendet werden.

$$\Delta C_{W,M} = 0,002 \cdot e^{60 \cdot \Delta Ma} \quad (5.12)$$

$$\Delta Ma = Ma_\infty - \frac{Ma_{DD,Profil}(C_{A,F})_{\phi_{25}=0}}{\sqrt{\cos\phi_{25}}} \quad (5.13)$$

$$Ma_{DD,Profil}(C_{A,F})_{\phi_{25}=0} = \sum_{i=0}^4 k_i \cdot C_{A,F}^i \quad (5.14)$$

Mit den Faktoren $k_0 = 0,758$, $k_1 = 0,1$, $k_2 = -0,09$, $k_3 = 0$ und $k_4 = -0,1$

5.2. Rumpfwiderstand

Der Rumpfwiderstand wird nach der Theorie der Ebenen Platte bestimmt. Dabei wird der Druckwiderstand beachtet und von einer vollturbulenten Umströmung ausgegangen. Der Rumpfwiderstand wird in Abhängigkeit vom Anstellwinkel bestimmt:

$$\frac{C_{W,Rumpf}}{C_{W,Rumpf,min}} = 0,000208 \cdot \frac{|\alpha_{Rumpf}|^3}{1} + 0,00125 \cdot \frac{|\alpha_{Rumpf}|^2}{1} + 0,0029 \cdot \frac{|\alpha_{Rumpf}|}{1} + 1 \quad (5.15)$$

$$\text{mit: } \alpha_{Rumpf} = \frac{C_A - C_{A,CR}}{C'_A} \cdot \frac{180}{\pi}.$$

Hier ist der Auftriebsgradient bereits aus vorherigen Parameterstudien ermittelt worden. Dabei wird der Anstellwinkel für den Auftriebsbeiwert im Cruise Fall verwendet, da sich das Luftfahrzeug in diesem Zustand am längsten aufhält.

Der minimale Rumpfwiderstand wird über folgenden Zusammenhang bestimmt, wobei die Rumpfoberfläche und die Rumpfparameter benutzt werden.

$$C_{W,Rumpf,min} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} \cdot (1 + k_{Rumpf}) \cdot \frac{S_{G,Rumpf}}{F} \quad (5.16)$$

k_{Rumpf} wird über $2,2 \cdot \frac{d_{Rumpf}}{l_{Rumpf}}^{3/2} + 3,8 \cdot \frac{d_{Rumpf}}{l_{Rumpf}}^3$ berechnet.

5.3. Triebwerkswiderstand

Da das Triebwerk ähnlich wie der Rumpf eine Zylindrische Form aufweist, wird das oben beschriebene Verfahren angewendet. Die Reynoldszahl muss angepasst werden und der umspülte Zylinder ist kleiner. Auch $k_{TW} = 0,2$ muss angepasst werden

5.4. Leitwerkswiderstand

Der Leitwerkswiderstand ist ähnlich dem Flügelwiderstand. Zusätzlich zum Profilwiderstand wird hier der Trimmwiderstand berechnet.

5.4.1. Profilwiderstand des Leitwerks

Der Profilwiderstand des Leitwerks (Höhen- und Seitenleitwerk) wird analog zum Tragflügel berechnet. Anders als beim Tragflügel haben die Leitwerke unterschiedliche Profile und Profildicken. So muss das Seitenleitwerk ein symmetrisches Profil besitzen, damit es im Geradeausflug keine Seitenkräfte produziert. Das Höhenleitwerk hingegen hat meist ein negativ gewölbtes Profil, um bei geringen Ausschlägen genug negativen Auftrieb zu generieren. An dieser Stelle wird der Profilwiderstand mit der folgenden Formel für beide Leitwerke approximiert:

$$C_{w,LW,min}(Re) = 2 \cdot c_f \cdot (1 + k_{LW} \cdot \cos(\phi_{LW,50})^2) \cdot \frac{F_{LW}}{F} \quad (5.17)$$

$$k_{LW} = 2,7 \cdot \frac{d}{l} + 100 \cdot \left(\frac{d}{l}\right)^4 \quad (5.18)$$

5.4.2. Trimmwiderstand des Leitwerks

Im Reiseflug muss das durch den Flügel um den Schwerpunkt resultierende Moment ausgeglichen werden. Hierfür muss das Leitwerk ein Gegenmoment bilden. Bei kommerziellen Flugzeugen wird das erreicht, indem der Anstellwinkel des Leitwerks verändert wird, nicht der Höhenruder. Dadurch wird ein negativer Auftrieb produziert und das Flugzeug kann einen stabilen, Horizontalflug erreichen. Allerdings steht damit das Leitwerk nicht optimal in der Anströmung und produziert somit zusätzlichen Widerstand.

$$C_{W,trim} = \frac{C_{A,H}^2}{\pi \cdot \Lambda_H} \cdot \frac{1 + 5 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{|\phi_{25,H}|^3}{1}}{\tau_H} \cdot \frac{F_H}{F} \quad (5.19)$$

Die Bestimmung des Auftriebsbeiwerts des Leitwerks ist von der Positionierung des Flügels und wird basierend auf den Betrachtungen im Schwerpunkt über folgenden Zusammenhang bestimmt.

$$C_{A,H} = \frac{C_{M,0,F} + C_{A,F} \cdot \frac{\Delta x_{SP}}{l_\mu}}{\frac{q_H}{q} \cdot \frac{F_H}{F} \cdot \frac{r_{NP} - \Delta x_{SP}}{l_\mu}} \quad (5.20)$$

Gemäß dem Entwurf wird ein konventionelles Leitwerk verwendet, weshalb das Staudruckverhältnis $\frac{q_H}{q} = 0,95$ verwendet wird.

5.4.3. Zusatzwiderstand des Leitwerks

Aufgrund der Umströmung des Flügels durch die Luft ist das Luftfeld hinter dem Flügel nicht laminar, sondern verwirbelt und trifft in diesem Zustand auf das Leitwerk. Zusätzlich entsteht durch die Geometrie des Flügels ein Abwind, der auf das Leitwerk trifft. Dieser reduziert die Effektivität des Leitwerks und bildet zusätzlichen Widerstand. Dieser Widerstand wird folgendermaßen berechnet:

$$C_{W,H} = C_{A,H} \cdot \sin(d\alpha_W) \cdot \frac{q_H}{q} \cdot \frac{F_H}{F} \quad (5.21)$$

$$d\alpha_W = \frac{d\alpha_W}{d\alpha_{oH}} \cdot d\alpha_{oH} \quad (5.22)$$

$$d\alpha_{oH} = \frac{d\alpha_{oH}}{dC_{A,F}} \cdot C_{A,F} = \frac{C_{A,F}}{C'_{A,F}} \quad (5.23)$$

5.4.4. Interferenzwiderstand

Der Interferenzwiderstand ist nur schwer zu bestimmen, weshalb eine Annäherung getroffen werden muss. Hierfür wird die Anzahl an Übergängen zwischen Baugruppen, welche Interferenzen verursachen können, aufsummiert. So beträgt die Summe für den Entwurf 18

$$C_{W,int} = \sum_{i=1}^n \frac{(C_{W,int} \cdot f_s)_i}{F} \quad (5.24)$$

$$(C_{W,int} \cdot f_s)_i = \frac{0,1369}{Re^{0,4}} \cdot l_{int}^2 \cdot n \quad (5.25)$$

n ist hierbei 4, da es vier Durchdringungsstellen zwischen Flügel und Rumpf gibt in der Mitteldeckerkonfiguration.

5.5. Widerstandspolare für den Design- und Off-Design-Fall

5.6. Kumulative Widerstandspolare

Nachdem alle Widerstandsanteile bestimmt wurde, können sie in der Kumulativen Widerstandspolare in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert dargestellt werden. Hierfür werden die einzelnen Anteile aufsummiert. In Abbildung 5.1 wurde das für den Design- und Off-Design-Fall durchgeführt. Zusätzlich wurden die Widerstandsanteile in einem Kreisdiagramm dargestellt, um die Größe des Einflusses zu erkennen.

In der kumulativen Polare sind die einzelnen Widerstandsanteile leicht zu erkennen und analysieren. So können positive Effekte, wie der Abwindanteil, welcher den Widerstand reduziert. Weiterhin ist der hohe Widerstandsanteil des transsonischen Widerstands bei hohen Geschwindigkeiten sichtbar. Weiterhin wird deutlich, dass die für den Start und die Landung erforderlichen Auftriebsbeiwerte von über $C_A = 2,0$ nicht ohne weiteres erreicht werden können. Hierfür werden Hochauftriebshilfen verwendet, welche im folgenden Kapitel besprochen werden.

Zusätzlich zur Design-Polare, welche für den optimalen Cruise-Fall gilt und eine konstante Machzahl bei sich ändernder Flächenbelastung vorausgesetzt, wird die Off-Design-Polare erstellt. Die Off-Design-Polare geht vom Gegenteil aus. Hier wird die Flächenbelastung konstant gehalten, während die Machzahl variiert wird. Für den Designfall kann somit der Treibstoffverbrauch als Änderung der Flächenbelastung angesehen werden. Für den Off-Design Fall wird die jeweilige Machzahl mit folgendem Zusammenhang berechnet und in Formel 5.26 eingesetzt:

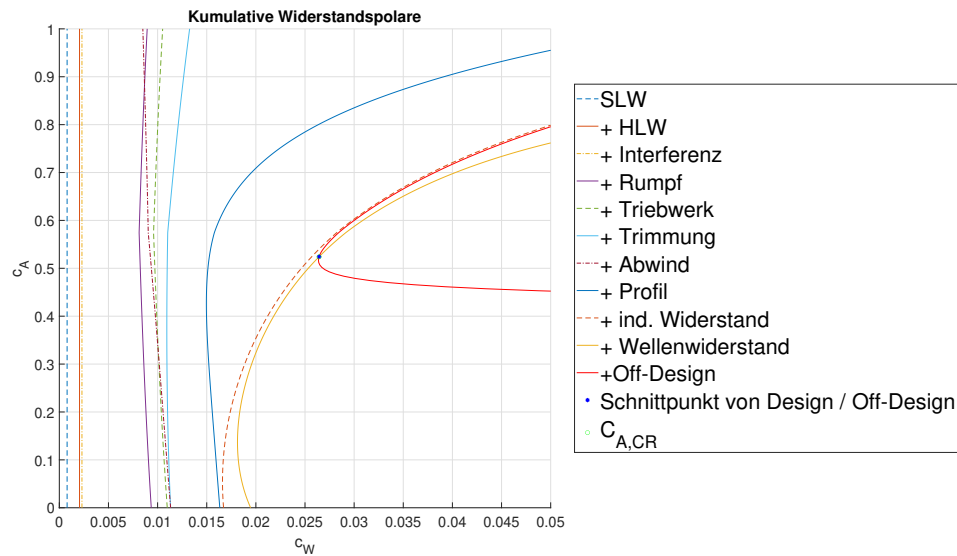


Abbildung 5.1.: Komulative Widerstandspolare

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{k \cdot p \cdot C_A} \cdot \frac{G}{F}} \quad (5.26)$$

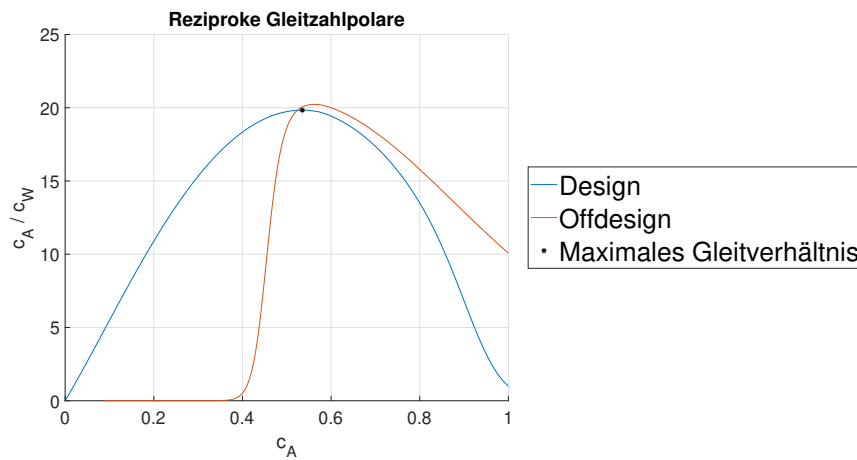


Abbildung 5.2.: Reziproke Gleitzahlpolare

Da nun die Widerstands- und Auftriebsbeiwerte für den Design- und Off-Design Fall bekannt sind, kann eine Betrachtung der aerodynamischen Güte vorgenommen werden. Die reziproke Gleitverhältnis $E = \frac{c_A}{c_W}$ ist ein Bewertungskriterium für die aerodynamische Güte des Entwurf und wird für beide Fälle über den Widerstandsbeiwert in Abbildung 5.2 aufgetragen. Dabei wird ersichtlich, dass der Schnittpunkt zwischen Design- und Off-Design links vom Maximum auftritt und so einen sicheren Flug bei einem Triebwerksausfall ermöglicht.

6. Hochauftrieb 1

Für die Auslegung der Hochauftriebshilfen in 'Hochauftrieb 2' und Bestimmung der maximalen Auftriebsbeiwerte für Start und Landung müssen zunächst Grundlagen gesetzt werden. Hierfür wird die aufgelöste Polare des Flügels ohne passive Auftriebshilfen ermittelt, wobei zunächst der Einbauwinkel des Flügels und der Nullanstellwinkel des gesamten Luftfahrzeugs bestimmt wird.

6.1. Einbauwinkel des Flügels

Um im Reiseflug den Rumpfwiderstand zu minimieren, wird der Flügel unter einem bestimmten Winkel eingebaut. Dieser Winkel entspricht dem Anstellwinkel, den der Flügel erfahren muss, um den für den Reiseflug erforderlichen Auftriebsbeiwert zu erreichen. Zunächst wird der Winkel zwischen Bezugsflügel und Nullauftriebsrichtung bestimmt. Die Werte C_A und C'_A für den Reiseflug wurden bereits in FE1 bestimmt und übernommen.

$$\alpha_{F,CR,0}^{MAC} = \frac{C_{A,F,CR}}{C'_{A,F}} = 5,655 \quad (6.1)$$

Anschließend wird der Nullanstellwinkel des Bezugsflügels bestimmt. Dieser kann aus dem Profilkatalog des VFA-2 Profils entnommen werden.

$$\alpha_{0,F}^{MAC} = \alpha_{P,0} = -2,8 \quad (6.2)$$

Nun wird der Anstellwinkel des Bezugsflügels im Reiseflug bestimmt.

$$\alpha_{F,CR}^{MAC} = \alpha_{F,CR,0}^{MAC} + \alpha_{0,F}^{MAC} = 2,855 \quad (6.3)$$

Der Entwurf aus FE 1 wurde mit einer geometrischen Verwindung am Flügel erstellt. Diese muss bei der Bestimmung des Einbauwinkels beachtet werden. Die Auftriebsverteilung des Flügels wird benutzt, um die Verwindungskorrektur bezüglich der Symmetrieebene zu bestimmen.

$$\Delta\varepsilon_{MAC-sym} = - \int_0^1 \varepsilon(\eta) \cdot \gamma(\eta) \cdot d\eta = 2,14 \quad (6.4)$$

Basierend auf der Korrektur kann letztendlich der Einbauwinkel des Symmetrieebenenprofils und des Flügelwurzelprofils bestimmt werden.

$$\Psi_{inst}^{sym} = \alpha_{F,CR}^{MAC} + \Delta\varepsilon_{MAC-sym} = 4,99 \quad (6.5)$$

$$\Delta\varepsilon_{MAC-root} = \frac{d\varepsilon}{d\eta} \cdot \eta_{root} = -0,475 \quad (6.6)$$

$$\Psi_{inst}^{root} = \Psi_{inst}^{root} + \Delta\epsilon_{MAC-root} = 4,52 \quad (6.7)$$

6.2. Berechnung des Nullanstellwinkels des Flugzeugs

Die Berechnung des Nullanstellwinkels für das gesamte Luftfahrzeug bezüglich der Rumpfbegugslinie erfordert Kenntnis über den Einbauwinkel des Flügels und den Nullanstellwinkel des Flugzeugs bezogen auf das Flügelwurzelprofil. Da allerdings der Auftriebsanstieg aus FE 1 ohne Referenz bekannt ist müssen zunächst einige Umformungen stattfinden. Mittels Formel 6.8 wurde der Auftriebsbeiwert des Flügels bestimmt, für den Fall das der Gesamtauftrieb des Luftfahrzeuges null entspricht. Der Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks ist aus FE 1 bekannt.

$$C_{A,F,CR} = C_{A,CR} - C_{A,H,CR} \cdot \frac{q_H}{q} \cdot \frac{F_H}{F} = 6,002 \quad (6.8)$$

Anschließend kann der Nullanstellwinkel des Flugzeugs bezogen auf das Bezugsprofil berechnet werden.

$$\alpha_0^{MAC} = \alpha_{0,F}^{MAC} + \frac{C_A}{C'_A} = -1,713 \quad (6.9)$$

Nun kann der Nullanstellwinkel des Flugzeugs bezogen auf das Flügelwurzelprofil und der Nullanstellwinkel bezüglich der Rumpfbegugslinie bestimmt werden.

$$\alpha_0^{root} = \alpha_0^{MAC} + \Delta\epsilon_{MAC-root} + \Delta\epsilon_{MAC-sym} = -0,05 \quad (6.10)$$

$$\alpha_0 = \alpha_0^{root} - \Psi_{inst}^{root} = -4,568 \quad (6.11)$$

6.3. Ermittlung der aufgelösten Polare des Flügels ohne Hochauftriebshilfen

Für die Bestimmung der aufgelösten Polare sind nun dank der Berechnungen fast alle Werte bekannt. Die Berechnung der Polaren erfordert einige Eckwerte. So muss die Überziehgüte (Abweichung des Anstellwinkels vom Auftriebsmaximum) und der maximale Auftriebsbeiwert bestimmt werden, um den maximalen Anstellwinkel zu bestimmen.

Der Auftriebsanstieg des Flügels wird mittels der Weissinger-Formel berechnet. Dabei wird eine niedrige Machzahl von $M = 0,201$ verwendet, da der Einsatz von Klappen nur im Lande und Start Segment stattfindet.

$$C'_{A,F} = \frac{\pi \cdot \Lambda}{1 + \sqrt{1 + \frac{\Lambda^2}{2} \cdot (\tan(\Phi_{50})^2 + (1 - M^2))}} = 4,623 \quad (6.12)$$

Die Abweichung des Anstellwinkels vom Auftriebsmaximum oder auch das Abknicken der

Polare bei hohen Anstellwinkeln wird graphisch ermittelt. Hierfür wird Abbildung A.6 verwendet, welche auf statistisch ermittelten Werten basiert. Die Auswahl der korrekten Abweichung ist abhängig von der Flügelpfeilung und dem Nasenradius des verwendeten VA-2 Profils. Der ermittelte Wert beträgt somit 3,6.

Der maximale Auftriebsbeiwert wird mittels der Auftriebsverteilung des Flügels bestimmt. Hierfür wird der Wert angenommen, bei dem zuerst das lokale $C_{A,max}$ den mit der Pfeilung korrigierten Wert überschreitet. $C_{A,max}$ beträgt für das verwendete Profil bei Machzahlen kleiner 0,3 den Wert 1,4. Um maximalen Auftriebsbeiwert zu bestimmen wird die Zirkulationsverteilung in folgender Formel eingesetzt und nach dem Minimum gesucht.

$$C_{A,F,Max} = \frac{C_{a,Max}^{2D} \cdot \frac{l(\eta)}{l_m} - \gamma_b(\eta)}{\gamma_a(\eta)} \rightarrow min \quad (6.13)$$

Abschließend können alle ermittelten Werte in der unten stehenden Formel eingesetzt und bestimmt werden.

$$\alpha_{C_{A,F,Max}} = \frac{C_{A,F,Max}}{C'_{7A,F}} + \alpha_{0,F} + \Delta\alpha_{C_{A,F,Max}} = 16,85 \quad (6.14)$$

Die resultierende aufgelöste Polare ist in Abbildung 6.1 zu erkennen. Da keine Daten zum möglichen Verlauf des Abknickens vorhanden sind, wurde dieses nur angedeutet und stellt nicht das wahre Verhalten des Luftfahrzeuges dar.

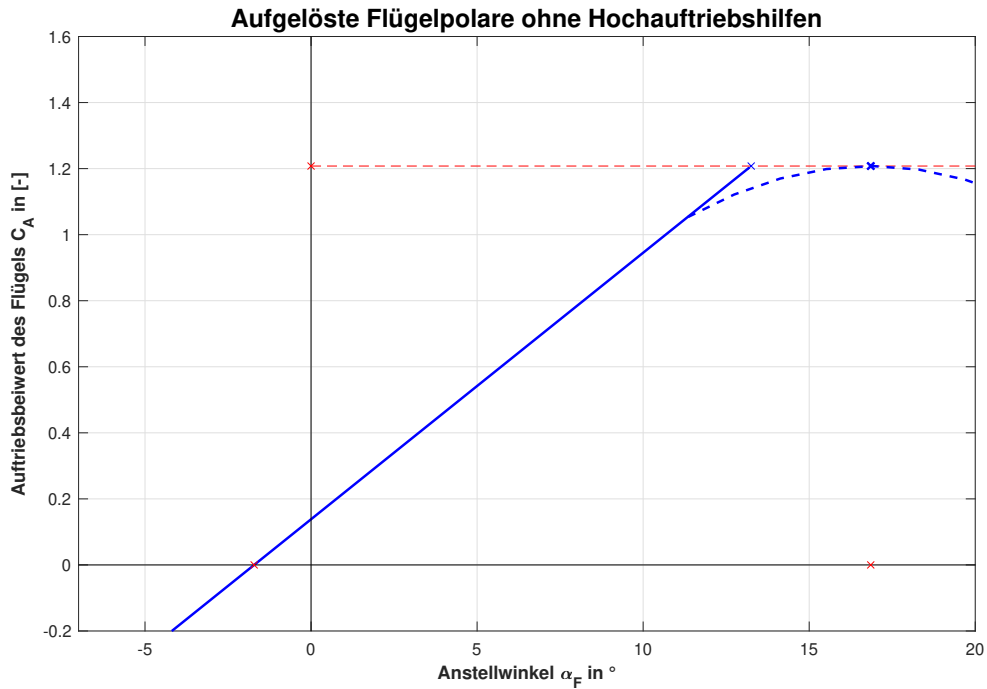


Abbildung 6.1.: Aufgelöste Polare des Flügels ohne Hochauftriebshilfen

7. Hochauftrieb 2

Die in FE 1 ermittelten Auftriebsbeiwerte für den Start- und Landefall sind, wie in der aufgelösten Polare zu erkennen, nicht erreichbar. Dies resultiert aus der Forderung nach geringen Anstellwinkeln und hohen Fluggeschwindigkeiten im Cruise. Die daraus resultierende hohe Flächenbelastung ist aber unvorteilhaft für den Start und die Landung, wo geringe Flächenbelastungen notwendig sind, um die Start- und Landeanforderung zu gewährleisten. Aus diesem Grund werden am Luftfahrzeug Hochauftriebshilfen installiert. Diese ermöglichen das Erreichen viel höherer Auftriebsbeiwerte, bei gleichzeitiger Erhöhung des Widerstands und des maximal fliegbaren Anstellwinkels. Gleichzeitig wird durch die Erhöhung der Flügelfläche die Flächenbelastung gesenkt. Im Zuge von Flugzeugentwurf 2^o werden für den Entwurf nur passive Hochauftriebshilfen verwendet, also solche die lediglich durch ihre Form (z.B. Wölbung/Camber) den Auftriebsbeiwert erhöhen. Um eine möglichst hohe Effizienz der Klappen zu gewährleisten bei mittlerer Komplexität wird ein Doppelspalt-Fowler-System für die Hinterkantenklappen gewählt und Vorflügel an der Flügelvorderkante. Diese Kombination von Klappensystemen ist in der heutigen kommerziellen Luftfahrt weit verbreitet und in Luftfahrzeugen wie der B737, B787 oder A330 eingebaut.

7.1. Bestimmung der Klappenparameter und der aufgelösten Polare

Bezogen auf die aufgelöste Polare hat der Einbau von Hochauftriebshilfen drei charakteristische Effekte: Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwerts, Erhöhung des maximalen Anstellwinkels und Erhöhung des Auftriebsanstiegs. Die Bestimmung dieser Werte wird gemäß der Parameterstudie und dem Skript D 1.6 und 1.8 durchgeführt. Bei dieser Berechnung muss zwischen dem Fall des Startens und Landens differenziert werden. So muss beim Start der Auftriebsbeiwert hoch sein, bei gleichzeitig niedrigem Widerstand. Für den Fall der Landung muss der Auftriebsbeiwert maximal sein und der Widerstand maximal. Aus diesem Grund werden zwei Berechnungen mit für den Zustand typischen Klappeneinstellungen durchgeführt und sind unten ersichtlich. Ein weitere wichtige Größe ist die Festlegung der verfügbaren Klappenfläche. Hierfür wird die Auftriebshverteilung aus FE 1 zur Hilfe genommen. Dort wurde bereits bestimmt, wo die Position der Querruder ist. Diese wurden so platziert, dass die Querruder auch bei hohen Anstellwinkeln möglichst spät den Strömungsabriss erreichen. Aus dieser Betrachtung geht hervor, dass die Querruder erst bei $\eta = 0.6$ beginnen. Somit wird mittels Formel die verfügbare Klappenfläche bestimmt.

Klappen und Flügelparameter	Start	Landung
Klappenausschlagwinkel der Hinterklappen	20°	45°
Klappenausschlagwinkel der Vorderklappen	28°	28°

Alle folgenden Berechnungen der Klappenparameter und Einflüsse auf den Auftrieb und Widerstand basieren auf der für die Klappen verfügbare Flügelfläche. Diese wird mittels Integration der einzelnen Profiltiefen bestimmt. Die Klappenfläche beginnt mit einem Abstand von 3% der Halbspannweite vom Rumpf und endet bei $\eta = 0,65$. Die daraus resultierende Klappenfläche beträgt $238m^2$ und kann auch für eine verfeinerte Berechnung der Klappenmasse genutzt werden. Hierfür wird Appendix C aus dem Torenbeek verwendet, wobei nur die für das tatsächliche Fowler-System bestimmte Fläche von $68m^2$ verwendet wird:

$$W_{TEF} = 2,706 \cdot (1,3 \cdot 1,25) \cdot (S_F \cdot b_{fs})^{3/16} \cdot \left(\left(\frac{V_{lf}}{100} \right)^2 \cdot \frac{\sin \delta_f \cdot \cos \Lambda_f}{(t/c)_f} \right)^{3/4} = 2740kg \quad (7.1)$$

Abhängig von der Flugphase werden unterschiedliche Klappenstellungen verwendet. So wird für den Takeoff ein Klappenausschlag von 20° für das Fowler-System und 28° für den Vorflügel (Slotted Leading Edge Flap/ Slat) genutzt. Für den Fall des Landings wird ein Hinterklappenausschlag von 45° benutzt, bei gleichem Slat Ausschlag. Die Ausschläge der Klappen verfolgen drei Ziele. So soll vorallem der maximale Auftriebsbeiwert erhöht, der maximale Anstellwinkel erhöht und der Auftriebsanstieg vergrößert werden. Die Vergrößerung des maximalen Anstellwinkels wird erreicht, indem Slats ausgefahren werden. Durch den Spalt kann die Grenzschicht auf dem Flügel mit neuer, energiereicher Strömung versorgt werden und so den Strömungsabriss verspäten, sowie der Nasenradius und die Wölbung erhöht, was in erhöhtem Auftrieb resultiert. Das Fowler-System hat zwei Effekte. Durch die Erhöhung der Flügelfläche wird ein größerer Auftriebsanstieg erreicht. Weiterhin sorgen die Spalten zwischen den Klappensegmenten für eine Erhöhung der Energie in der Strömung und verspäten auch den Strömungsabriss, was zu einem größeren fliegbaren Anstellwinkelbereich führt.

Die Berechnung der aufgelösten Polare erfordert nun die Berechnung gewisser Eckwerte, wie dem maximalen Auftriebsbeiwert oder dem Auftriebsanstieg. Diese wurden im folgenden schrittweise für den Start- und Landefall durchgeführt, um diese in Formel 7.6 einzusetzen.

Das Maximalauftriebsinkrement mit Spaltklappe wird grafisch für das VA-2 Profil bestimmt und beträgt für den Startfall 1,1 und für den Landefall 1,57. Mit diesem Wert und dem maximalen Auftriebsbeiwert aus dem Fall ohne Klappen kann der maximale Auftriebsbeiwert durch die Slats bestimmt werden. Dabei wird ein Korrekturfaktor für die Pfeilung beachtet.

$$\Delta C_{A,F,max,F,(\phi)} = \Delta C_{a,max,SF,(\phi)} \cdot \frac{F_K}{F} \cdot \cos(\phi_{25})^2 = \begin{cases} 0,8781(LDG) \\ 0,6152(TO) \end{cases} \quad (7.2)$$

Weiterhin wird der gleiche Effekt bezogen auf das Fowler-System berechnet, wobei hier grafisch das Auftriebsinkrement der Fowler-Klappe bestimmt wird. Dieses beträgt für den Start 1,3 und für die Landung 1,84.

$$\Delta C_{a,FK,(\phi=0)} = \begin{cases} 1,84(LDG) \\ 1,30(TO) \end{cases} \quad (7.3)$$

Damit kann ein weiterer Stützpunkt der neuen Polare bestimmt werden.

$$\Delta C_{A,F,SF(\phi)} = \Delta C_{a,FK,(\phi=0)} \cdot \frac{F_K}{F} \cdot \cos(\phi_{25})^2 = \begin{cases} 1,0291(LDG) \\ 0,7271(TO) \end{cases} \quad (7.4)$$

Zusätzlich wird das Maximalauftriebsinkrement des Vorflügels bestimmt, basierend auf der Spannweite, dem Klappenwinkel und der Flügeltiefe welche gemäß dem Verfahren nach Thorbeck [8](Manuskript, Anhang D.1.8.) bestimmt wurden.

$$\Delta C_{A,F,max,VF} = \Delta C_{A,max,0} \cdot 0,93 \cdot 1,0 \cdot 0,85 \cdot 0,9 \cdot \cos(\Phi - 5)^2 = 0,7114 \quad (7.5)$$

Die Berechnung des maximalen Auftriebsbeiwerts ist nun möglich.

$$\Delta C_{A,F,max,VFFK} = C_{A,F,max} + \Delta C_{A,F,max,SF(\phi)} + \Delta C_{A,F,max,VF} = \begin{cases} 2,791(LDG) \\ 2,528(TO) \end{cases} \quad (7.6)$$

Der letzte Faktor, der berechnet wird, ist der neue Auftriebsanstieg. Dieser wird mithilfe der neuen Flügeltiefe bestimmt. Aufgrund der Beschränkung durch den Flügeltank und die Flügelholme kann beträgt das Verhältnis aus Flügeltiefe zu Klappentiefe maximal für den Start 1,14 und für die Landung 1,29.

$$C'_{A,F,FK(\phi)} = C'_{A,F} \cdot \left[\left(\frac{c'}{c} - 1 \right) \frac{F_K}{F} \right] = \begin{cases} 5,396(LDG) \\ 5,010(TO) \end{cases} \quad (7.7)$$

Mit diesen Werten wird abschließend der maximale Anstellwinkel für Take-off und Landing bestimmt. Für $\Delta \alpha_{F,max,VFFK}$ wird die Überziehgüte aus Kapitel 5 benutzt und $\alpha_{0,F}^{MAC}$ ist auch bekannt.

$$\alpha_{F,max,VFFK} = \frac{C_{A,F,max,VFFK}}{C'_{A,F,FK(\phi)}} + \frac{C_{A,F}(\alpha_{0,F}^{MAC} + 6^\circ) + \Delta C_{A,F,SF(\Phi)}}{C'_{A,F,FK(\phi)} - 6^\circ + \alpha_{0,F}^{MAC} + \Delta \alpha_{F,max,VFFK}} \quad (7.8)$$

Somit betragen die Maximalen Anstellwinkel für Take-off $22,86^\circ$ und für Landing $21,30^\circ$. In Abbildung 7.1 werden die aufgelösten Polaren für beide Fälle grafisch aufgetragen. Dabei wurde jeweils der erforderliche Auftriebsbeiwert für die jeweilige Flugphase markiert. Die Auftriebsabfälle der Polaren sind hier nur zur Visualisierungszwecken.

7.2. Trimmrechnung bei Klappenausschlag

Klappenausschläge haben einen starken Einfluss auf die Momentenbilanz des Luftfahrzeugs und müssen für die Start- und Landeanforderung geprüft werden. Aus der Trimmrechnung kann das zusätzliche Moment des Flügels bestimmt werden. Dieses wird in Formel 7.9 verwendet, um den durch das Flugzeug maximal erreichbaren Auftriebsbeiwert zu ermitteln.

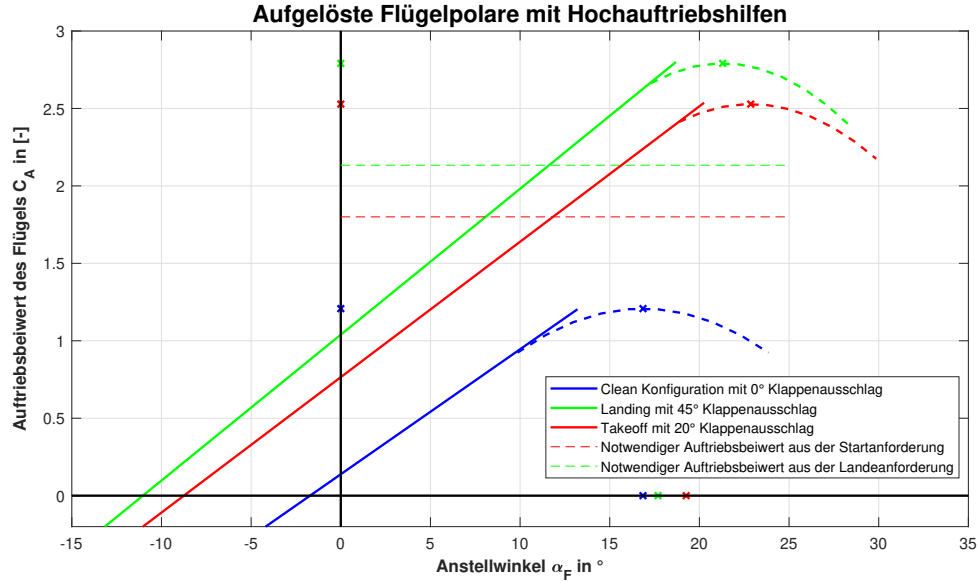


Abbildung 7.1.: Aufgelöste Polaren bei ausgefahrenen Hochauftriebshilfen

Der Gradient wird für die gegebene Zuspitzung mittels des bereitgestellten Matlab-Makros bestimmt. Der resultierende maximale Auftrieb ergibt sich zu:

$$C_{A,max} = \frac{C_{A,F,max} + \frac{(C_{M,0} + \Delta C_{M,HKK})}{\frac{r_H}{l_\mu}}}{1 - \left(\frac{\frac{\Delta x_{SP}}{l_\mu}}{\frac{r_H}{l_\mu}} \right)} \quad (7.9)$$

Somit beträgt der maximal erreichbare Auftriebsbeiwert für Take-off 2,262 und für Landing 2,494.

$$C_{A,max} \geq \begin{cases} C_{A,F,Ref,LDG} = 1,65 \\ C_{A,F,Ref,TO} = 1,76 \end{cases} \quad (7.10)$$

Im Vergleich zu den in FE1 bestimmten Werten für $C_{A,F,Ref,LDG}$ und $C_{A,F,Ref,TO}$ können mittels der Hochauftriebshilfen höhere Werte erzielt werden. Für den Fall der Landung weist das Flugzeug einen höheren Puffer auf und kann so ein Landen bei niedrigen Anstellwinkel ermöglichen. Allerdings kommt mit einer Erhöhung des Auftriebs gleichzeitig eine Erhöhung des Widerstands, welche einen Einfluss auf die Gleitzahlen hat. Dieser Effekt wird im Folgenden betrachtet.

7.3. Widerstands- und Gleitzahlpolaren des Flugzeugs in Hochauftriebskonfiguration

Das Ausfahren der Klappensysteme resultiert in einer Erhöhung des Widerstands. Dieser Effekt muss genaustens geprüft werden, da ein zu hoher Widerstand dazu führen kann, dass

die Schubanforderung aus dem Trust Matching nicht mehr erfüllt wird. Es werden daher im einzelnen der Profilwiderstand, induzierte Widerstand, Interferenzwiderstand, Fahrwerkswiderstand und Vorflügelwiderstand betrachtet. Diese Einzelwiderstände werden anschließend auf den Gesamtwiderstand der detaillierten Widerstandsabschätzung addiert. Diese Art der Widerstandsermittlung basiert auf dem Verfahren von Thorbeck.

$$C_{W,F} = C_{W,ohneKlappen} + \Delta C_{W,MitKlappen} \quad (7.11)$$

$$\Delta C_{W,MitKlappen} = \Delta C_{W,P} + \Delta C_{W,Ind} + \Delta C_{W,Int} + \Delta C_{W,FW} + \Delta C_{W,VF} \quad (7.12)$$

7.3.1. Profilwiderstand

Der Profilwiderstand wird unter Berücksichtigung der Pfeilung mit der Flächenregel bestimmt.

$$\Delta C_{W,P} = \Delta C_{W,P,(\Phi_{25}=0)} \cdot \frac{F_K}{F} \cdot \cos(\Phi_{25}) \quad (7.13)$$

7.3.2. Induzierter Widerstand

Das Ausschlagen der Klappen verändert die Auftriebsverteilung auf dem Flügel und führt zu einer Veränderung des induzierten Widerstands.

$$\Delta C_{W,Ind} = C_{A,F} \cdot \Delta C_{a,FK(\phi=0)} \cdot v + \Delta C_{a,F,SF(\Phi)}^2 \cdot w \quad (7.14)$$

7.3.3. Interferenzwiderstand

Der Interferenzwiderstand kann mit folgender Formel approximiert werden.

$$\Delta C_{W,Int} = \frac{1}{3} \cdot \Delta C_{W,P} \quad (7.15)$$

7.3.4. Fahrwerkswiderstand

Der Fahrwerkswiderstand ist abhängig von der Reifengröße und der Anzahl an Reifen. Hier wird abweichend vom Verfahren nach Thorbeck, die Methode zur statistischen Abschätzung nach Torenbeek[9](S.550f.) verwendet, da sie realistischere Ergebnisse liefert.

$$\Delta C_{W,FW} = \frac{1,5 \cdot \sum F_{Vorder} + 0,75 \cdot \sum F_{Hinter}}{F} \cdot \left(1 - 0,04 \cdot \frac{C_{A,F} + \Delta C_{A,F,0(\alpha_F=0)} \cdot (1,5 \cdot \frac{F}{F_K} - 1)}{\frac{l_{HFW}}{l_m}} \right)^2 \quad (7.16)$$

7.3.5. Vorflügelwiderstand

Der Vorflügel hat einen geringen Einfluss im Vergleich zu den anderen Komponenten, wird aber trotzdem berechnet. Dieser ist maßgeblich von der Fläche des Vorflügels abhängig. Da der im Hochauftrieb 2 ermittelte Klappenwinkel der Vorflügel für Start und Landung gleich ist, wird der Anteil nur einmalig bestimmt.

$$\Delta C_{W,VF} = C_{W,P,min}(Re) \cdot \frac{F_{VF}}{F} \cdot \frac{l_{VF}}{l} \cdot \cos(\Phi_{25}) \quad (7.17)$$

Alle Anteile sind in der folgenden Tabelle 7.1 abgebildet und halten sich in einem realistischen Bereich für Verkehrsflugzeuge auf [8]. Wie zu erwarten, weisen der induzierte Widerstand und der Interferenzwiderstand die größten Anteile auf. Besonders die zahlreichen Spalte und Übergänge zwischen den Klappenelementen erhöhen den Interferenzwiderstand. Durch heutige Trends und Forschung an Klappensystemen, welche anstatt Rudder bestimmte Flügelbereiche verformen, kann man hier Technologiefaktoren miteinbeziehen. Anteilig dargestellt werden die Widerstandsanteile in der Startkonfiguration in Abbildung A.7.

Widerstandsanteil	Startfall	Landefall
$\Delta C_{W,P}$	0,008	0,041
$\Delta C_{W,Ind}$	0,132	0,022
$\Delta C_{W,Int}$	0,003	0,014
$\Delta C_{W,FW}$	0,022	0,022
$\Delta C_{W,VF}$	0,0006	0,0006

Tabelle 7.1.: Widerstandsanteile für verschiedene Flugphasen

Die Grafik A.7 veranschaulicht den Einfluss jedes Widerstandsanteils am gesamten Widerstandsdelta. Mit den neu bestimmten Widerstandsbeiwerten und den durch die Klappen erhöhten Auftriebsbeiwerten können nun die Widerstandspolaren für die vier unterschiedlichen Betriebszustände bestimmt werden. Zum Vergleich wird zusätzlich die Widerstandspolare für den Cruise-Fall angezeigt, um die Erhöhung des Widerstands zu verdeutlichen. Zusätzlich werden die Reziproken Gleitzahlen aufgetragen, um zu Prüfen, ob die Start- und Landeanforderungen weiterhin erfüllt sind.

Wie in A.7 zu erkennen, können die aus FE1 festgelegten Reziproken Gleitzahlen mit etwas Puffer erreicht werden. Auch muss beachtet werden, dass für den Takeoff-Fall der Zustand mit eingezogenem Fahrwerk dimensionierender ist. Das Fahrwerk wird im operationellen Fall wenige Sekunden nach dem Lift-off eingefahren. Für den Landefall wird die Polare mit Fahrwerk als kritisch angenommen, da das Flugzeug länger in der Luft in dieser Konfiguration verbleibt. Resultierend aus den Klappen können folgende Kombinationen aus Gleitzahlen und Auftriebsbeiwerten erreicht werden (siehe Tabelle 7.2). Zusätzlich werden die Werte aus FE1 gegenübergestellt.

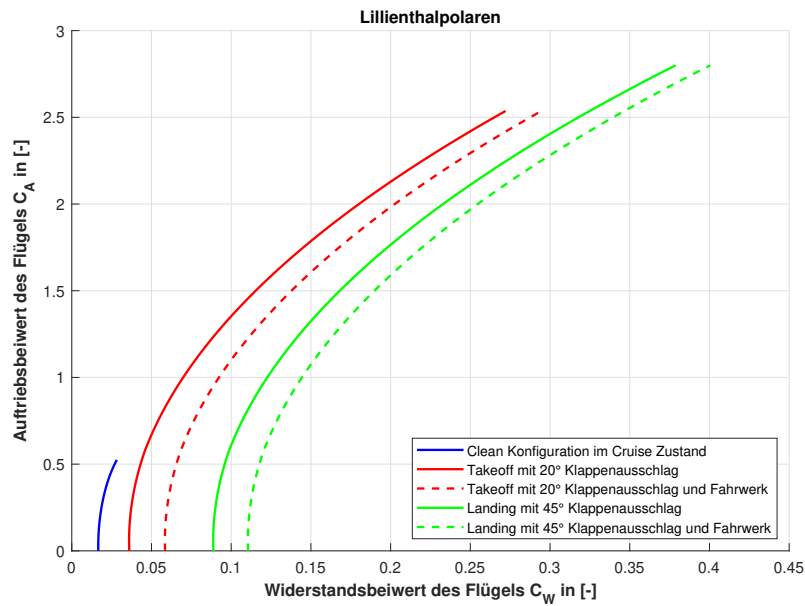


Abbildung 7.2.: Übersicht der Widerstandsanteile in der Startkonfiguration

Variable	FE2	FE1
ε_{TO}	10,32	10,6
$C_{A,TO}$	1,80	1,80
ε_{LDG}	7,75	7,43
$C_{A,LDG}$	2,13	2,40

Tabelle 7.2.: Vergleich der Gleitzahl und Auftriebsbeiwert Kombinationen

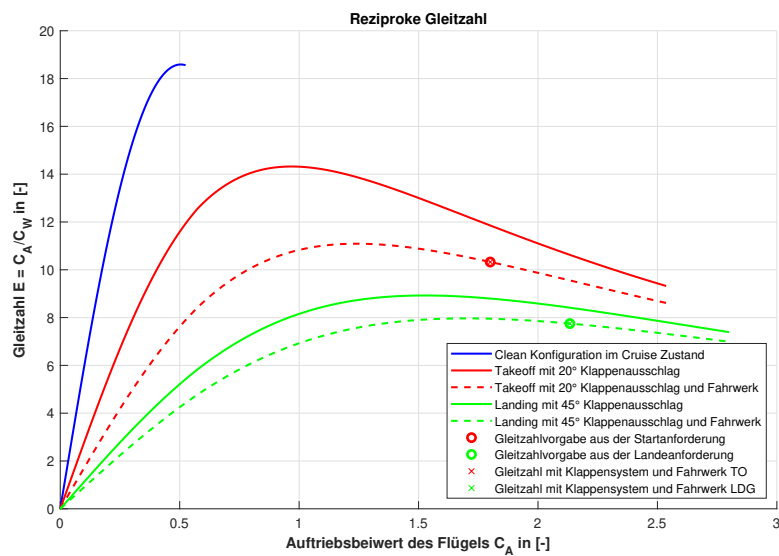


Abbildung 7.3.: Übersicht der Widerstandsanteile in der Startkonfiguration

8. Flugleistung 1

Um den Vorentwurf zu bewerten, werden im folgenden Kapitel die Berechnungen ange stellt, um die Flugleistung zu validieren. Mit dem Endziel, Flugbereichsdiagramme für den Vorentwurf zu erstellen. Im Flugbereichsdiagramm fließen die Ergebnisse aus den einzelnen Unterpunkten der Flugleistungsrechnung zusammen. Somit ist es möglich, den Vorentwurf auf seine Flugleistungseigenschaften zu bewerten.

8.1. Horizontalflugdiagramm

Im Horizontalflugdiagramm werden das erforderliche Schub-Gewichts-Verhältnis und das vorhandene Schub-Gewichts-Verhältnis über der äquivalenten Luftgeschwindigkeit v_{EAS} in verschiedenen Flughöhen aufgetragen. Aus den Schnittpunkten von $(S/G)_{erf}$ und $(S/G)_{vorh}$ kann Rückschluss auf stabile Arbeitspunkte des Flugzeugs geschlossen werden.

Berechnung des Horizontalflugdiagramms

Die Berechnung von $(S/G)_{vorh}$ erfolgt nach dem Vorgehen aus Flugzeugentwurf 1. Hierzu wird zuerst das Schub-Standschub-Verhältnis gebildet. Dieses setzt sich aus dem Generischen Schubkennfeld und dem Einlaufdruckverlust des aktuellen Flugzustandes j zusammen.

$$\left(\frac{S}{S_0}\right)_j = \left(\frac{S}{S_0}\right)_{KF,j} \cdot \left(\frac{S}{S_0}\right)_E \quad (8.1)$$

Mit dem Schub-Standschub-Verhältnis wird das Schub-Gewichts-Verhältnis $(S/G)_{vorh,j}$ bestimmt, indem es mit dem installiertem Standschub-Startgewichts-Verhältnis und dem Flugzustand entsprechendem Gewichtsverhältnis multipliziert wird.

$$\left(\frac{S}{G}\right)_{vorh,j} = \left(\frac{S}{S_0}\right)_j \cdot \left(\frac{S_0}{G_{TO}}\right) \cdot \left(\frac{G_{TO}}{G_j}\right) \quad (8.2)$$

Das Erforderliche Schub-Gewicht-Verhältnis wird mit Werten aus der detaillierten Widerstandsabschätzung berechnet. Dafür wird der inkompressibel Widerstandsbeiwert im Off-Design verwendet. Dieser wird dann mit dem Widerstandsinkrement $\Delta c_{W,M}$ aufaddiert. Die genaue Berechnung des inkompressiblen Widerstandsbeiwerts und des Widerstandsinkrements wird im Abschnitt Widerstand beschrieben.

$$c_{W,j} = c_{W(Ma=0,6),j} + \Delta c_{W,M} \quad (8.3)$$

Mit den ebenso aus der Widerstandsberechnung bekannten Auftriebsbeiwert der Off-Design-Polaren kann die Gleitzahl für die jeweilige Höhe j bestimmt werden. Diese entspricht dem

erforderlichen Schub-Gewichts-Verhältnis.

$$\left(\frac{S}{G}\right)_{erf,j} = \varepsilon_{compr,j} = \frac{c_{W,j}}{c_{A,j}} \quad (8.4)$$

Um das Horizontalflug Diagramm besser auswerten zu können, werden die verschiedenen betrachteten Höhen über v_{EAS} aufgetragen. So sind die einzelnen Höhen besser voneinander zu differenzieren und untereinander besser zu vergleichen. Für den Vorentwurf werden drei Flugzustände betrachtet. Der Steigflug (Abb. 8.1) mit der maximalen Startmasse M_{TO} und dem Drosselgrad ($D = 0,9$), der Cruise-Flug (Abb. 8.2) mit der Masse M_{ICA} und einem Drosselgrad von ($D=0,8$) und der Sinkflug (Abb.8.3) mit der Landemasse und einem Drosselgrad von ($D=0,8$). Zur besseren Übersichtlichkeit werden nicht alle berechneten Höhen dargestellt. In der Folgenden Grafik ist das Horizontalflugdiagramm für den Steigflug dargestellt. Der Steigflug ist dem Cruise-Flug sehr ähnlich, da die angenommene Gewichtskraft von G_{TO} und G_{ICA} sich nur um zwei Prozent unterschieden. Der Steigflug ist allerdings nicht limitierend, da im Verhältnis zum Cruise-Flug der Drosselgrad höher ist. Das kann man am Abstand zwischen der maximalen und der minimalen Geschwindigkeit sehen, der im Steigflug noch größer ist als im Reiseflug. Trotzdem ist zu sehen, dass das Schub-Gewichtskraft-Verhältnis nicht ausreicht um die höchste Flughöhe direkt nach dem Start zu erreichen 8.1.

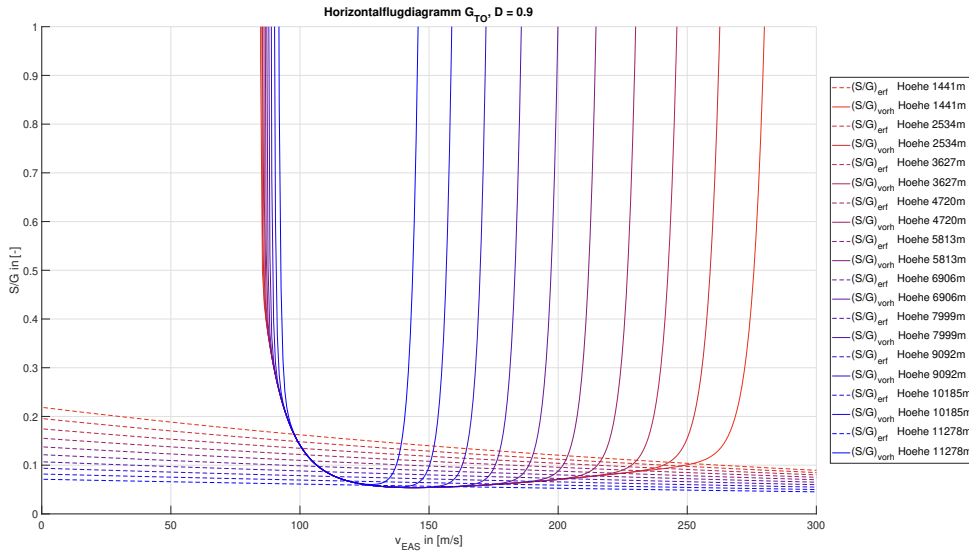


Abbildung 8.1.: Horizontalflugdiagramm für den Climb

Für den Vorentwurf limitierend ist der Reiseflug, da hier der Abstand zwischen minimaler Geschwindigkeit und Maximaler Geschwindigkeit auf jeder Höhe im Vergleich zu den anderen Flugzuständen am geringsten ist 8.2. Hier ist zu sehen, dass beim Erreichen der Reiseflughöhe der Schub nicht mehr ausreicht um noch höher zu fliegen. Das liegt daran, dass die Flugzeugmasse noch zu groß ist um eine höhere Flughöhe stabil fliegen zu können.

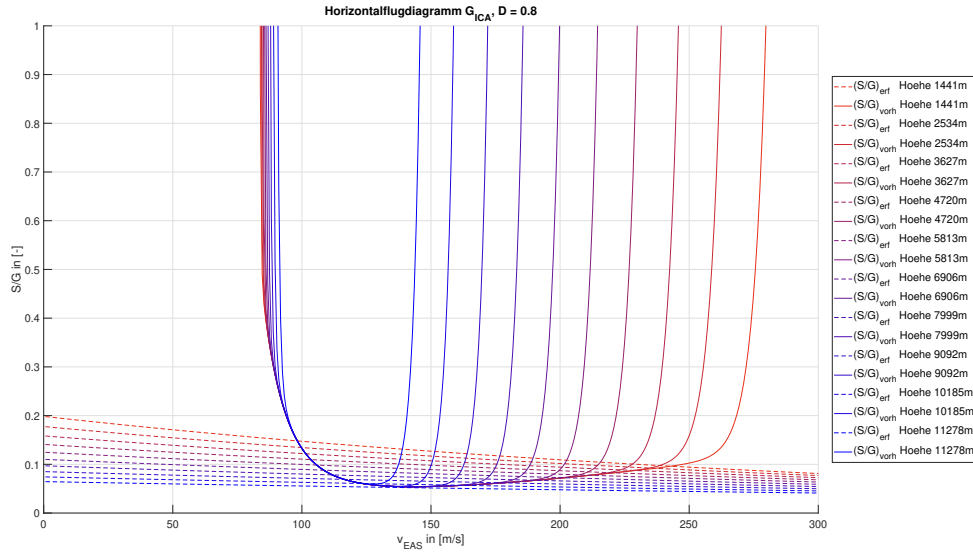


Abbildung 8.2.: Horizontalflugdiagramm für den Cruise

Der am wenigsten Kritische Fall ist der Sinkflug, da hier das Flugzeuggewicht und somit die auf das Flugzeug wirkende Gewichtskraft am geringsten ist. Für den Sinkflug wurde angenommen, dass der Reisekraftstoff verbraucht ist. Das bedeutet, dass nur der Reservekraftstoff sich noch im Tank befindet. Das hat zur Folge, dass das vorhandene Schub-Gewichts-Verhältnis ansteigt. Dies ist in der folgenden Grafik zu sehen 8.3.

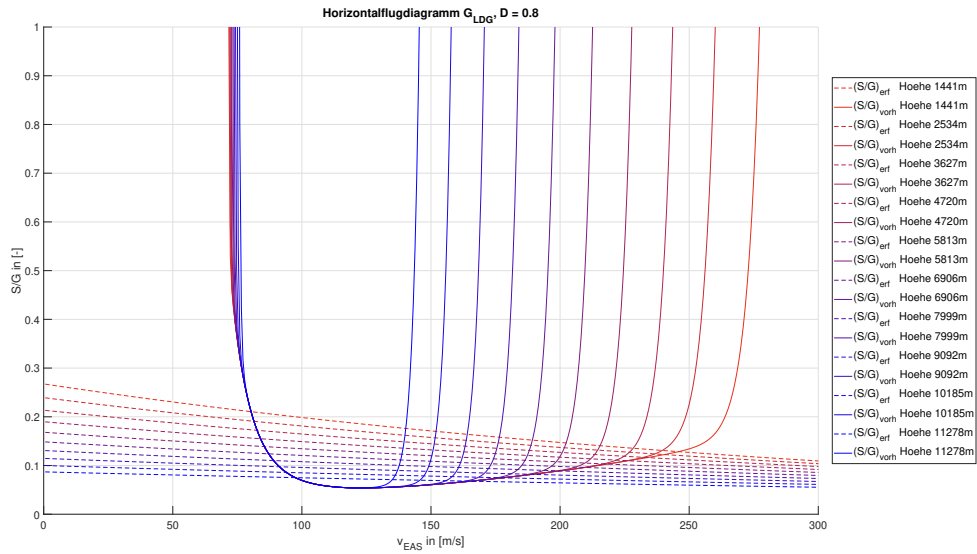


Abbildung 8.3.: Horizontalflugdiagramm für den Landeanflug

8.2. Optimale Flugzustände

Im nachfolgenden Kapitel werden die optimalen Flugzustände für den Steigflug näher betrachtet. Dies wird in Vorbereitung auf das Flugbereichsdiagramm gemacht, da vor allem die Maxima der nachfolgenden Berechnungen zu betrachtende Kurven im Flugbereichsdiagramm bilden.

8.2.1. Spezifischer Schubüberschuss SET

Der spezifische Schubüberschuss im englischen specific excess thrust (SET) ist die Differenz aus dem vorhandenem Schub-Gewichtskraft-Verhältnis und dem erforderlichen Schub-Gewichtskraft-Verhältnis. Die Differenz der beiden Verhältnisse repräsentiert den Steigwinkel des Flugzeugs in *rad* und wird über der Tatsächlichen Fluggeschwindigkeit v_{TAS} aufgetragen.

$$SET = \left(\frac{S}{G} \right)_{vorh,j} - \left(\frac{S}{G} \right)_{erf,j} \quad (8.5)$$

Im folgenden Diagramm ist der Spezifische Schubüberschuss in verschiedenen Höhen dargestellt. Um die Grafik übersichtlich zu halten, werden nicht alle Höhen dargestellt. Ebenfalls zu sehen sind die Maxima der einzelnen Kurven, die den maximalen Steigwinkel für die jeweilige Höhe darstellen.

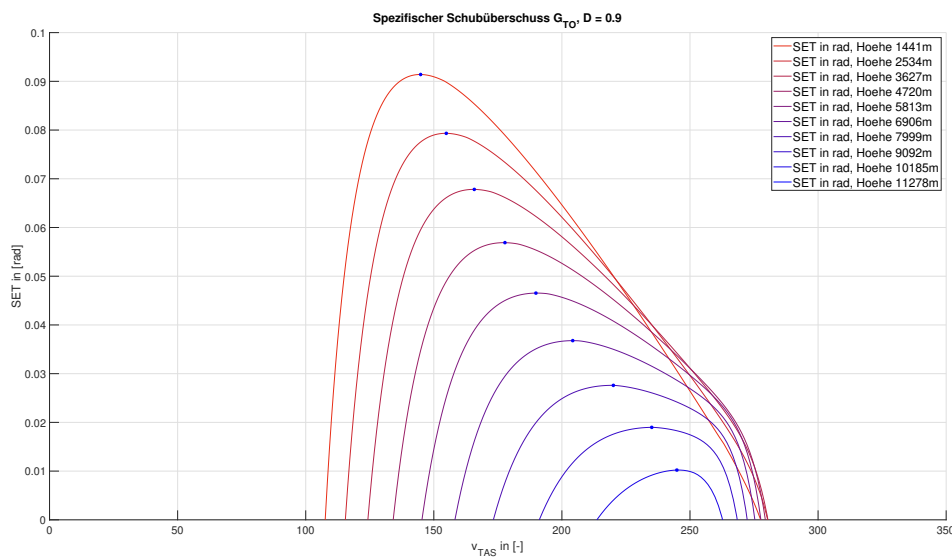


Abbildung 8.4.: Specific Excess Thrust - SET für den Climb

8.2.2. Spezifischer Leistungsüberschuss SEP

Der spezifische Leistungsüberschuss im englischen specific excess power (SEP) stellt die Steiggeschwindigkeit dar. Dafür wird der Spezifische Schubüberschuss mit der tatsächlichen Fluggeschwindigkeit v_{TAS} multipliziert.

$$SEP = SET \cdot v_{TAS} = \left[\left(\frac{S}{G} \right)_{vorh,j} - \left(\frac{S}{G} \right)_{erf,j} \right] \cdot v_{TAS} \quad (8.6)$$

In der nachfolgenden Grafik ist der spezifische Leistungsüberschuss über v_{TAS} dargestellt. Die gekennzeichneten Maxima der Kurven beschreiben die maximale Steiggeschwindigkeit auf der dazugehörigen Höhe.

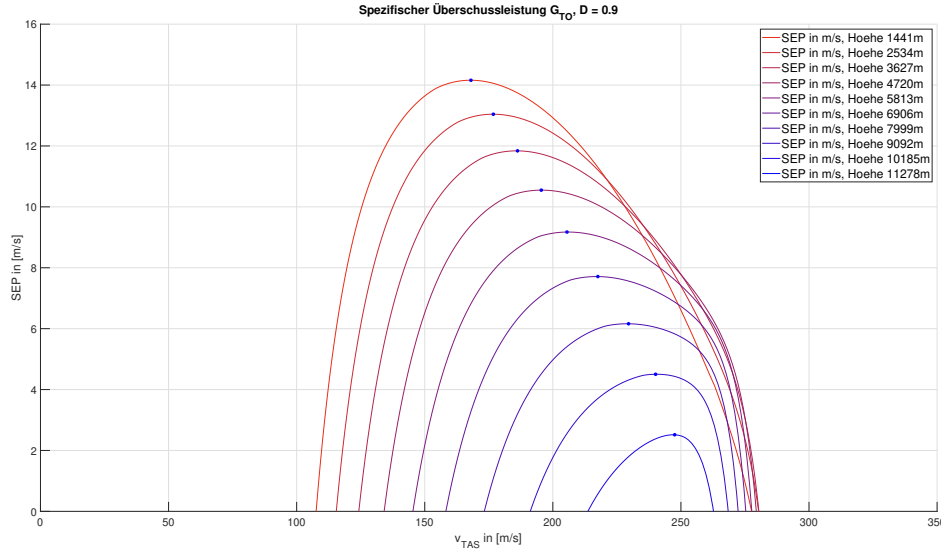


Abbildung 8.5.: Specific Excess Power - SEP für den Climb

8.2.3. Spezifischer Reichweite SR

Die spezifische Reichweite im englischen specific range (SR) stellt die mit einem Kilogramm Kraftstoff erreichbare Reichweite dar.

$$SR = \frac{v_{TAS}}{b_S \cdot m \cdot \varepsilon} \quad (8.7)$$

In der nachfolgenden Grafik ist die spezifische Reichweite gegenüber der Fluggeschwindigkeit v_{TAS} dargestellt. Die Maxima stellen hier die maximal erreichbare Reichweite mit einem Kilogramm Kraftstoff auf unterschiedlichen Höhen dar, wobei die spezifische Reichweite mit zunehmender Höhe erst ansteigt und dann ab Höhen oberhalb der Reiseflughöhe stark abfällt. Dies ist in der nachfolgenden Grafik zu beobachten 8.6.

8.2.4. Optimale Geschwindigkeiten

Werden die Optimalpunkte der vorhergegangenen Rechnungen von SET, SEP und SR v_{TAS} und der Flughöhe aufgetragen, so ergibt sich die Polare für die Optimalgeschwindigkeiten (vergleiche Anhang: A.8). Damit ist es möglich zu veranschaulichen, welche Geschwindigkeit bei einer entsprechenden Höhe die optimale Geschwindigkeit ist. Dies ist von Interesse, wenn verschiedenen Flugmissionen betrachtet und bewertet werden sollen.

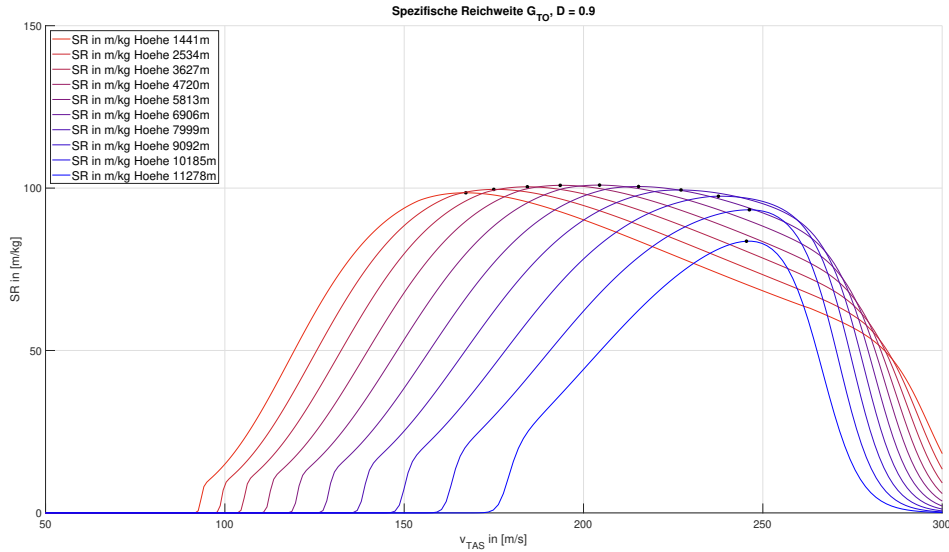


Abbildung 8.6.: Specific Range - SR für den Climb

8.2.5. Spezifische Flugdauer

Die Spezifische Flugdauer ist ein Maß dafür, wie lange ein Flugzeug bei einer vorgegebenen Menge Kraftstoff fliegen kann. Dies ist vor allem im Landeanflug und beim Warteflug von großer Bedeutung, da hier die Kraftstoffmenge begrenzt ist und die maximale Flugzeit so groß wie möglich sein soll. Daher sollte die spezifische Flugdauer bei geringen Höhen und Geschwindigkeiten am höchsten sein. Berechnen lässt sich die spezifische Flugdauer wie folgt:

$$SE = \frac{1}{b_S \cdot m \cdot \varepsilon \cdot g_0} \quad (8.8)$$

In der Folgenden Grafik ist die spezifische Flugdauer über v_{TAS} aufgeführt. Hier ist gut zu erkennen, dass die größten spezifischen Flugdauern in geringen Höhen erreicht werden.

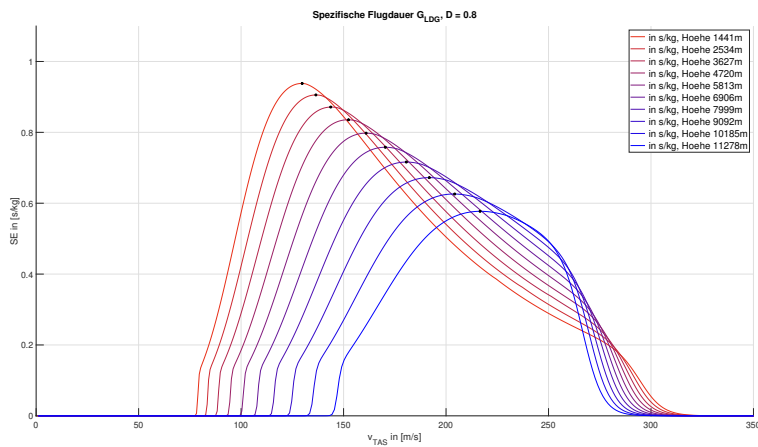


Abbildung 8.7.: Specific Endurance - SE

8.3. Flugbereichsdiagramm

In einem Flugbereichsdiagramm werden alle Werte aus der Flugleistungsrechnung, sowie Strukturelle Werte und physikalische Werte zusammengefasst, um Aussagen über Flugzustände zu treffen. Für den Vorentwurf werden der Fall für den Landeanflug und den Reiseflug betrachtet. Für beide Flugbereichsdiagramme gilt, dass sich der Designpunkt im fliegbaren Bereich befindet, also innerhalb der strukturellen Grenzen liegt und im fliegbaren Bereich der Leistungsgrenzen liegt. Die strukturellen Grenzen bilden hierbei die maximale Fluggeschwindigkeit v_{MO} , bei welcher es zum Beispiel zu Strukturellen Schäden am Flügel oder den Leitwerken kommen kann. Ähnlich wie v_{MO} ist auch die maximale Reisefluggeschwindigkeit Ma_{MO} eine Strukturelle Grenze. Die dritte strukturelle Grenze ist die maximale Kabinendruckhöhe $H_{p,max}$. Die limitierenden physikalischen Grenzen sind die Buffet-Onset-Machzahl Ma_{BO} und die Stallgeschwindigkeit v_s . Die Flugleistungsgrenzen bilden die minimale und die maximale Fluggeschwindigkeit, welche mit Hilfe des Horizontalflugdiagramms ermittelt werden. Diese sind die Schnittpunkte des erforderlichen Schub-Gewichts-Verhältnisses und des vorhandenen Schub-Gewichts-Verhältnisses, wobei nur v_{max} einen stabilen Arbeitspunkt darstellt. Die dritte Flugleistungsgrenze ist die Dienstgipfelhöhe H_{max} . Diese stammt aus der spezifischen Überschussleistung und ist die Höhe an der die Steiggeschwindigkeit kleiner als $0,5m/s$ wird. In den nachfolgenden Sektionen wird weiter auf die einzelnen Flugszenarien des Reiseflugs und des Landeanflugs eingegangen.

8.3.1. Reiseflug

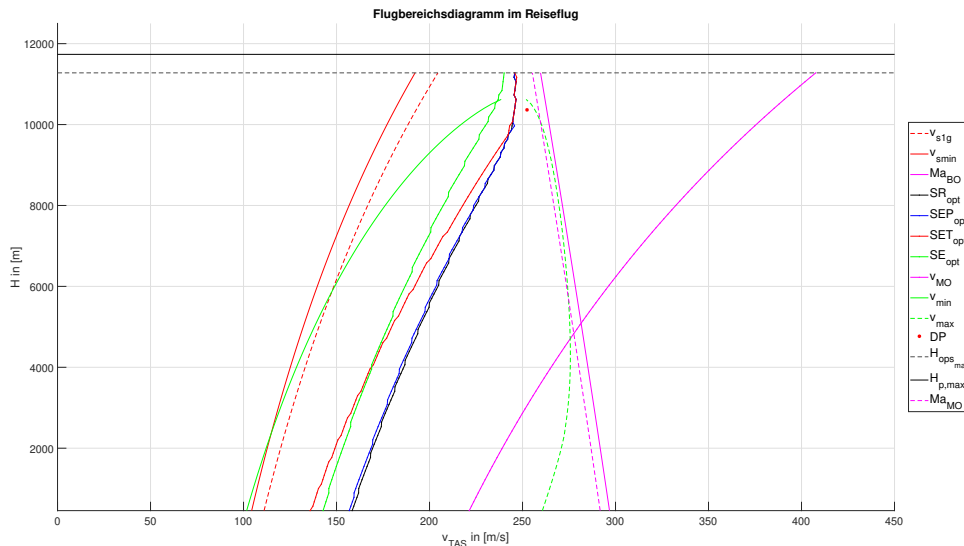


Abbildung 8.8.: Flugbereichsdiagramm für den Reiseflug

Im dargestellten Flugbereichsdiagramm für den Reiseflug (ICA) ist zu sehen, dass der Auslegungspunkt kurz DP, welcher in den Projektspezifikationen vorgegeben wird innerhalb der limitierenden Grenzen liegt. Dabei ist wichtig, dass der DP bei einer höheren Geschwindigkeit

keit v_{TAS} liegt als die Optimalgeschwindigkeiten aus der Flugleistungsrechnung. Dadurch gibt es die Möglichkeit im Notfall die Geschwindigkeit zu verringern, um in einen optimalen Punkt zu kommen. Aus dem Diagramm kann man auch ablesen, dass beim Erreichen der Reiseflughöhe der Schub nicht ausreicht, um die maximale Betriebsdrehzahl zu erreichen. Das liegt daran, dass die Flugzeugmasse an diesem Zeitpunkt noch hoch ist. Dies hindert das Flugzeug auch daran beim Erreichen der Reiseflughöhe weiter bis zur maximalen operativen Reiseflughöhe zu steigen, da diese durch den Landefall festgelegt wird.

8.3.2. Landeanflug

Im Flugbereichsdiagramm für den Landeanflug ist zu sehen, dass der DP deutlich innerhalb aller relevanten Grenzen liegt 8.9. Im Fall des Landeanflugs ist auch die limitierende Größe für die maximale Fluggeschwindigkeit nicht mehr die v_{max} sondern die maximale Betriebsdrehzahl. Das liegt daran, dass im Landeanflug die Flugzeugmasse ohne die Reisekraftstoffmasse angenommen wird, somit also deutlich höhere Schub-Gewicht-Verhältnisse vorhanden sind. Das führt dazu, dass der Abstand der schubabhängigen Größen zum DP größer wird.

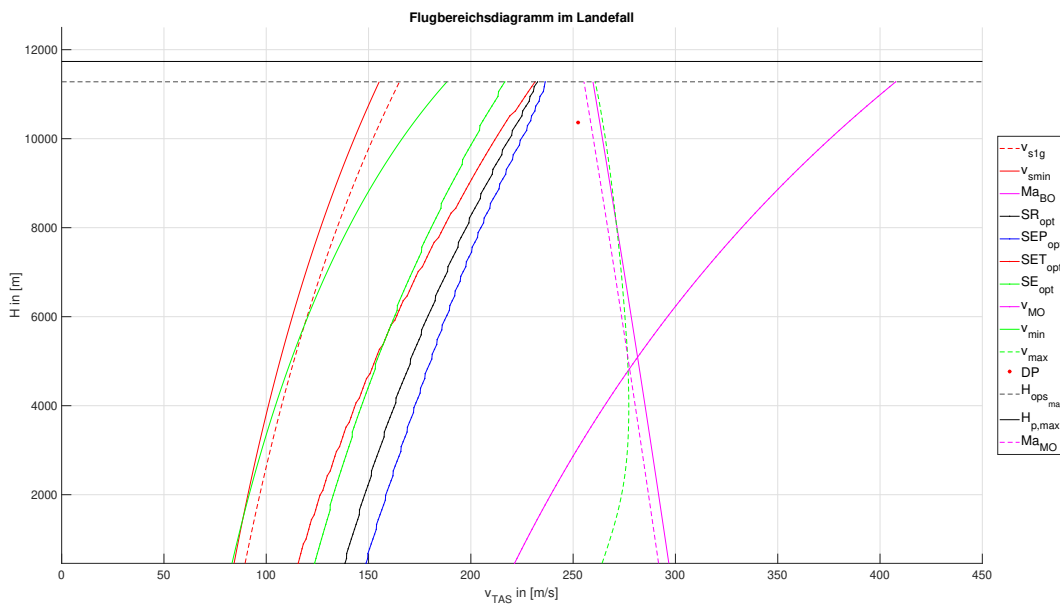


Abbildung 8.9.: Flugbereichsdiagramm für die Landung

9. Flugleistung 2

Essentiell für den Flugzeugentwurf ist die Erstellung von Nutzlast-Reichweiten-Diagrammen. Über diese kann die Leistung des Flugzeugs analysiert werden, wobei Optimierungspotenzial ersichtlich wird. Das NRD stellt die Nutzlast in Abhängigkeit von der Reichweite dar und dient auch als Grundlage für die spätere Berechnung der Transportarbeit sowie Stückkosten. Die Berechnung des NRD für jeden möglichen Punkt ist nicht notwendig, weshalb nur die kritischen Eckpunkte berechnet und dargestellt werden.

9.1. Integrale Steigleistung

Zuerst wird die Steigleistung des Entwurfs bestimmt. Dafür werden die Eigenschaften Steigzeit auf die Reiseflughöhe, die Steigstrecke und der Steigkraftstoff bestimmt. Für den Steigflug gibt es verschiedene Steigprofile die gewählt werden können. Um allerdings die Reiseflughöhe am schnellsten zu erreichen und somit auf der optimalen Flughöhe zu fliegen, wird der schnellste Steigflug verwendet. Dieser entspricht einem sehr kostenoptimalen Profil.

9.1.1. Steigzeit

Durch den beschleunigten Steigflug kommt es zu einer Zunahme der potentiellen Energie (Zunahme der Höhe) und der kinetischen Energie (Zunahme der Geschwindigkeit). Dieser Energiezuwachs des Flugzeugs wird mithilfe der Energiehöhenmethode bestimmt. Die Energiehöhe entspricht der Höhe des Flugzeugs bei der die gesamte kinetische Energie in Höhe umgewandelt wird. Mit dieser Methode kann man verlässlichere Berechnungen der Steigleistung erreichen.

$$H_E = \frac{v^2}{2 \cdot g_0} + H \quad (9.1)$$

Die Bestimmung der Steigzeit erfolgt über die Lösung des Integrals.

$$dt = \frac{1}{\frac{dH_E}{dt}} \cdot dH_E \quad (9.2)$$

$$t = \int_{H_{E,u}}^{H_{E,o}} \frac{1}{\frac{dH_E}{dt}} \cdot dH_E \quad (9.3)$$

Hierbei wird von der Ausgangsenergiehöhe bis zur Endenergiehöhe integriert. Verwendet wird dabei der in Kapitel 8 berechnete spezifische Leistungsüberschuss SEP eingesetzt.

9.1.2. Steigstrecke

Die Steigstrecke wird analog zur Steigzeit berechnet. Hierbei wird der Zusammenhang $dR = v \cdot dt$ verwendet. Die Steigstrecke ist nur vom Schubüberschuss abhängig, wobei die gleiche Geschwindigkeit wie bei der Berechnung der Steigzeit berechnet wird.

$$R = \int_{H_{E,u}}^{H_{E,o}} \frac{v}{v \cdot \frac{S}{G} - \varepsilon} \cdot dH_E \quad (9.4)$$

9.1.3. Steigkraftstoff

Der für den Steigflug verwendete Kraftstoff wird folgenderweise berechnet:

$$m_{F,CL} = \int_{H_{E,u}}^{H_{E,o}} \frac{b_S \cdot S}{v \cdot \frac{S}{G} - \varepsilon} \cdot dH_E \quad (9.5)$$

9.1.4. Auswertung der Ergebnisse

Die Berechnung der Steigeigenschaften werden für den Steigflug auf die Reiseflughöhe und erneut auf die Flughöhe für den Ausweichflughafen durchgeführt. Diese Ergebnisse fließen iterativ in die Massenabschätzung ein.

9.2. Neues Massenverhältnis

Die in Kapitel 2 berechnete Fuel-Fraction für den Steigflug kann nun verfeinert werden.

$$m(0) = m_{TO,Max} \cdot m_{f,2} = m_3 \quad (9.6)$$

$$m_{f,3} = \frac{m_3 - m_{F,CL}}{m_3} = 1 - \frac{m_{F,CL}}{m_3} \quad (9.7)$$

9.3. Berechnung des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms

Zur Vereinfachung werden nur die vier kritischen Punkte des NRD berechnet. Hierfür muss für jeden Punkt das Treibstoff- und Nutzlastmassenpaar berechnet werden. Das NRD wird für den Fall der All-Economy Variante berechnet.

9.3.1. Punkt A

Der Punkt A beschreibt das Luftfahrzeug bei maximaler Nutzlast und einer Reichweite von 0km. Die Nutzlast setzt sich dabei aus einer maximalen Passagierzahl von 432 und Frachtmasse von 14t zusammen 55,9t. Da das Luftfahrzeug eine Reichweite von 0km hat, kann der Reisekraftstoff zu null gesetzt werden. Allerdings muss der Reservekraftstoff für das Holding und den Flug zu einem alternativen Flughafen berechnet werden. Dieser setzt sich folgenderweise zusammen.

$$m_{RF} = m_{ZF} \cdot \left(\frac{1}{\left(1 - \frac{m_{F,C}}{m_{ZF}} \cdot M_{ff}^{6-10}\right)} - 1 \right) \quad (9.8)$$

9.3.2. Punkt B

Im Punkt B befindet sich das Luftfahrzeug nahezu im Optimum. Hierbei wird das Flugzeug voll beladen, wobei die Nutzlastmasse maximal wird. Gleichzeitig werden die Tanks mit Kerosin so befüllt, dass die maximale Startmasse erreicht wird. Zur Bestimmung der resultierenden Reichweite wird zunächst die Fuel-Fraction für den Reiseflug bestimmt:

$$m_{f,4} = \frac{1,05 - \frac{m_F}{m_{TO}}}{m_{f,2} \cdot m_{f,3} \cdot m_{f,5} \cdot (m_{f,6} \cdot m_{f,7} \cdot m_{f,8} \cdot m_{f,9} \cdot m_{f,10} + 0,05)} \quad (9.9)$$

Basierend darauf kann nun die Reichweite ermittelt und die Contingency Treibstoffmasse

$$R = R_{CL} + \frac{v_{CR}}{b_S \cdot \varepsilon \cdot g_0} \cdot \left(\frac{1}{m_{f,4}} \right) \quad (9.10)$$

$$m_{F,C} = 0,05 \cdot \left(1 - M_{ff}^{2-5} \right) \cdot m_{TO} \quad (9.11)$$

9.3.3. Punkt C

Im Punkt C wird das Verhältnis aus Punkt B umgedreht. So wird das Flugzeug bis zur Volumengrenze betankt und mit so viel Nutzlast gefüllt, dass die maximale Startmasse erreicht wird. Die maximale Treibstoffmasse des Luftfahrzeugs beträgt somit 83,6t bei einer Nutzlast von 41,37t. Für die Berechnung werden die gleichen Formeln wie in Punkt B benutzt, allerdings mit veränderten Massen.

9.3.4. Punkt D

Der Punkt D ist auch als Überführungsreichweite bekannt. Hier wird bei maximaler Betankung keine Nutzlast befördert. Dieser Punkt wird im normalen Betrieb nicht verwendet, da er zwar die größte Reichweite hat, aber keine Nutzlast transportiert und somit keinen Gewinn erzielt. Auch hier werden die bereits beschriebenen Formeln verwendet mit dem Unterschied zu Punkt C, dass das maximale Abfluggewicht sinkt.

9.3.5. Nutzlast-Reichweiten-Diagramm und Auswertung

Zusätzlich zum NRD wird der Designpunkt eingetragen. Dieser liegt bei einer Reichweite von $R_{DP} = 9352 \text{ km}$ und einer Nutzlast von $m_P = 44,167 \text{ t}$. In Abbildung 9.1 ist der Punkt markiert.

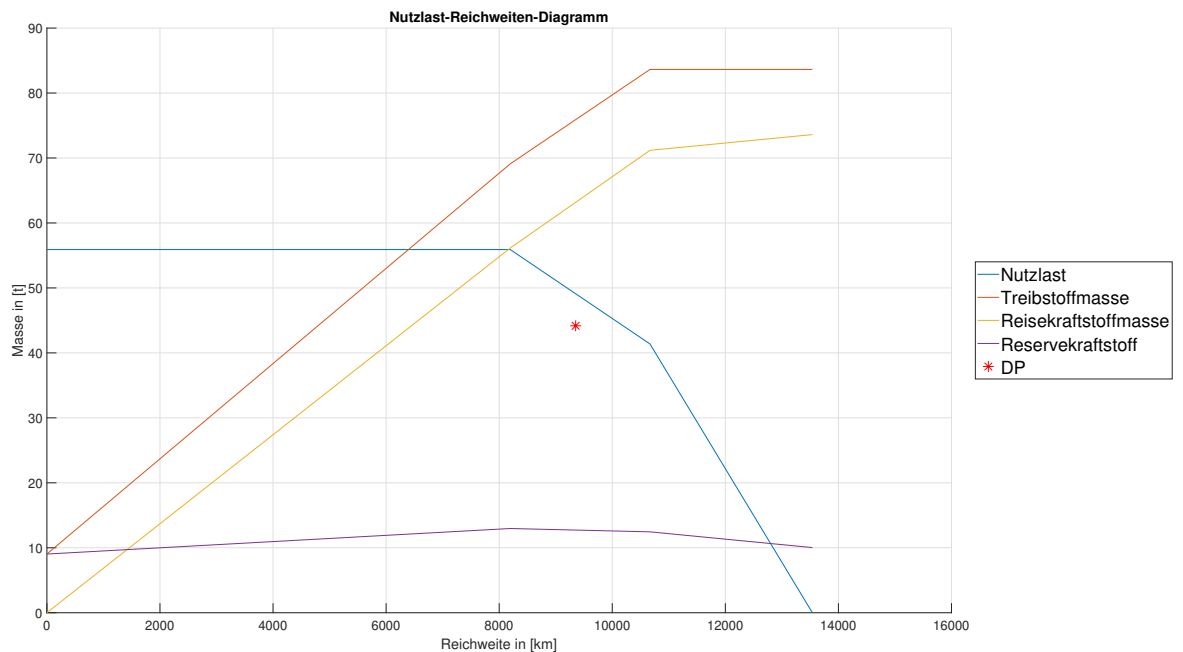


Abbildung 9.1.: Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

Es ist deutlich zu erkennen, dass der Vorentwurf eine recht kleine Tankkapazität besitzt. Dies ist daran erkennbar, dass die Payloaddifferenz zwischen Punkt-B und Punkt-C recht klein ist. Der Grund dafür ist, dass das Flugzeug keinen Centertank besitzt, da die Designmission ohne diesen problemlos erreicht wird. Das hat zur Folge, dass der Designpunkt des Entwurfs mittig zwischen Punkt-B und Punkt-C liegt. Der Designpunkt liegt unterhalb der Gerade, da es sich nicht um die 3 Klassen Bestuhlung, sondern All Eco handelt.

10. Betriebskostenabschätzung und Emissions Kalkulation

Im letzten Abschnitt geht es nun um die Kostenabschätzung, sowie die zu erwartenden Emissionen des Flugzeuges. Diese sind wichtig für eine Wirtschaftlichkeitsbetrachtung, für die Airline, genauso wie dem Hersteller. Mittels den Emissionen kann der Einfluss auf die Umwelt abgeschätzt werden.

Die direkten operationellen Kosten (DOC) setzen sich hierbei aus den aus den routenabhängigen (C_2) und den routenunabhängigen Kosten zusammen. Die daraus ermittelten Kosten können dann im Verhältnis zur Transportarbeit über die Reichweite aufgetragen werden. Der dabei entstehende Graph wird SMC (seat mile cost) genannt.

$$DOC = C_1 + C_2 \quad (10.1)$$

Die Routenunabhängigen Kosten (C_1) setzen sich aus den Kapitalkosten, sowie den Crewkosten zusammen.

$$C_1 = C_{Capital} + C_{Crew} \quad (10.2)$$

Die Kosten für die Crew werden für alle Crews berechnet und hängen mit der Stärke der Besatzung zusammen. Im Durchschnitt müssen für die Kabinenbesatzung pro Person mit 50000€ (SFA) im Jahr und für die Cockpit Besatzung 190000€ (SFC) im Jahr einkalkuliert werden. n_{Crew} steht für die Anzahl der Crews.

Kommen wir nun zu den Routenabhängigen Kosten. Diese ändern sich logischerweise mit den unterschiedlichen Routen, oder anders ausgedrückt mit den Distanzen zwischen den zu bedienenden Flughäfen. Diese Kosten (C_2) setzen sich wie folgt zusammen.

$$C_2 = FC_{p.a.} \cdot (P_F + m_{TF} + P_H \cdot m_P + P_{LDG} \cdot m_{TO} + f_{ATC}(R) \cdot R \cdot \sqrt{\frac{m_{TO}[t]}{50}} + C_{MRO}) \quad (10.3)$$

Formelzeichen	Erklärung
P_F	Treibstoff (0,7 €/kg)
P_{LDG}	Landegebühren (0,01 €/kg)
P_H	Kosten am Boden (0,1 €/kg)
f_{ATC}	Reichweiten Abhängige ATC Kosten
C_{MRO}	Triebwerks Wartungskosten
$FC_{p.a.}$	Arbeitszeit

Um nun die Seat-Mile.Cost oder auch Sitzkilometerkosten zu berechnen, werden die Direkten operativen Kosten (DOC) mit dem Erlös ins Verhältnis gesetzt, um eine Statistik über der Geflogenen Reichweite zu erhalten. In der folgenden Tabelle sind die Kosten aufgeschlüsselt: Da auf langen Flugreisen es sehr Lohnenswert ist auch Fracht zu transportieren, muss noch

Parameter	3 Klassen	All Eco
$DOC[Mio.EUR/p.a.]$	57,76	62,34
$SKO[Mio.EUR/p.a.]$	823,029	842,854

einen Frachterlös mit eingerechnet werden. Bei größerer Reichweite muss zuerst die Fracht entfernt werden, bevor die Passagiere ausgeladen werden. Der Frachterlös wird den Sitzkilometerkosten noch hinzugerechnet. Nach Air Cargo News [2] beträgt der Frachterlös ca. 4€ pro kg auf der Strecke Frankfurt- Miami. Die Sitzkilometerkosten sind in 10.1a dargestellt. Wichtig für die Entwicklung der Routenabhängigen Kosten in Zukunft ist auch der Kerosinpreis. In 10.1b sind die Kostenentwicklung von Juni 2013 bis Mai 2023 mit einem Trend Entwicklung dargestellt.

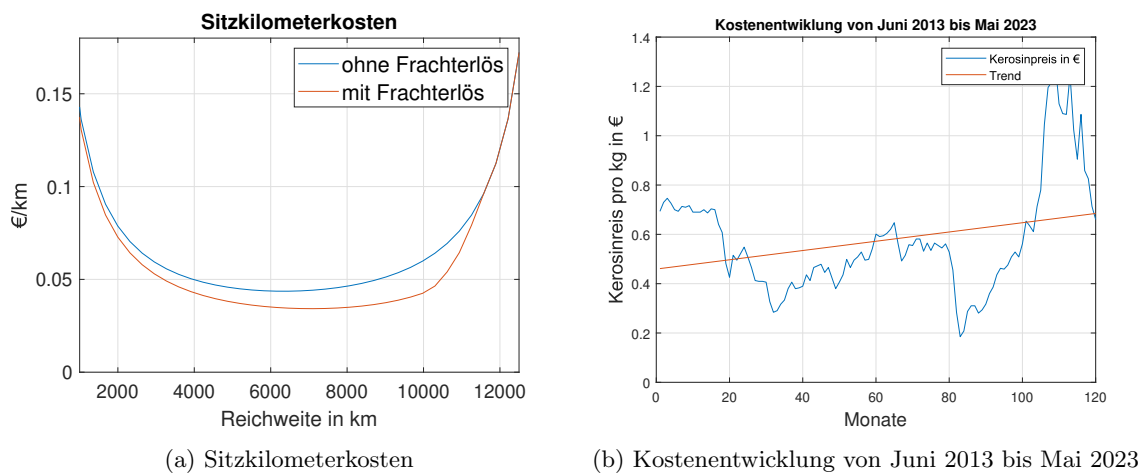


Abbildung 10.1.: SKO und Kerosinkosentwicklung

Abschließend kommen wir noch zu den zu erwartenden Emissionen. Die Berechnung erfolgte hierbei anhand von Durchschnittswerten, aus dem Verbrauch auf den zu erwartenden Strecken. Wichtig ist hierbei, dass Effizienzsteigerungen durch neuere Triebwerks und Flugzeugsysteme nicht berücksichtigt werden können.

Schadstoffe	kg/(Passagier·Flug)	kg/(Passagier·Jahr)	kg/(Passagier·Jahr·12)
CO_2	616,886	284.170	3.410.051
H_2O	242,831	111.864	1.342.368
NO_X	1,963	902,13	10.825,56
CO	0,196	90,213	1.082,556
UHC	0,00979	4,51	54,204
$Ru\beta$	0,00392	1,804	21,651

Tabelle 10.1.: Zu erwartende Emissionen

11. Fazit

Abschließend konnten sämtliche Parameterstudien erfolgreich durchgeführt werden. In Kombination mit den etablierten Werten aus FE1 resultierte dies in einem valide abgestimmten und kohärenten Entwurf. Sämtliche Schlüsselparameter, die für den Vorentwurf von Relevanz sind, wurden ermittelt, iterativ optimiert und ausführlich diskutiert. Die Bereiche der Aerodynamik, Flugmechanik, Strukturstabilität sowie Wirtschaftlichkeit und Umwelteinfluss des Entwurfs sind umfassend bekannt. Dies ermöglicht, den Entwurf nun von der Vorauslegung erfolgreich in die Phase der Detailauslegung überzuleiten.

11.1. Vergleich zu FE1

Gegenüber dem Entwurf aus FE1 wurde mehrere Veränderungen vorgenommen. So konnten etwa detailliertere Berechnungsmethoden die Masse und den Widerstand des Entwurfs verändern. Im Vergleich zum alten Entwurf konnte durch die detaillierte Massenabschätzung nach Torenbeek das MTOM bei gleichbleibender Nutzlast von 278,1t auf 263,02t reduziert werden. Weiterhin konnte eine detaillierte Klappenauslegung verlässlichere Werte für die Gleitzahlen beim Starten und Landen liefern. Dabei wurde auch klar, dass um die erforderlichen Auftriebsbeiwerte für den Start und die Landung aus FE1 zu erreichen ein zweistufiges Fowler-Klappensystem mit Vorflügeln benötigt wird. Zusätzlich musste der Standschub erhöht werden, damit der Entwurf die vorgeschriebene Reiseflughöhe erreicht. Weiterhin ermöglichte die genaue Berechnung der flugmechanischen Eigenschaften des Entwurfs die Positionierung der Flügel in Bezug auf den Rumpf und das Leitwerk. So musste der Flügel um 3m nach hinten verschoben werden.

11.2. Bewertung

Basierend auf den Berechnungen wurde erneute eine Iterationsschleife gebaut. Diese hat das Ziel, alle in den Parameterstudien ermittelten Werte unter Einhaltung eines Optimierungskriteriums zu optimieren. Das primär gewählte Optimierungsziel ist zwischen zwei Iterationsstufen eine Differenz von unter einem Kilogramm in der Abflugmasse zu erreichen, da sich mit einer kleineren Abflugmasse schlussendlich über Schwebel effekte die meisten Werte zum positiven verbessert. Für die Bewertung des Entwurfs spielen aber vor allem aerodynamische Parameter eine tragende Rolle. Hier wurden im Vergleich zu FE1 große Verbesserungen im Gleitverhältnis gemacht. Dieses lag in FE1 im Reiseflug noch bei 17,35 und ist nach den Berechnungen aus Flugzeugentwurf 2 auf 19,84 angestiegen. Diese Verbesserung spiegelt sich vor allem im Kraftstoffverbrauch und in den damit verbundenen Emissionen wieder. Da in Flugzeugentwurf 2 nur noch die Basisvariante des Flugzeugs betrachtet wird, kann keine definitive Aussage über die Shrink-Version getroffen werden, welche

in FE 1 mit konzeptioniert wurde. Daher besteht die Möglichkeit, dass die Bewertung mit Rücksichtnahme auf die Shrink-Version negativer ausfällt. Im Kontrast dazu steht, dass die Berechnungsmethoden zu großen Teilen auf alten Daten und Methoden basieren [9]. Daher weisen einige Werte Abweichungen zu den Tatsächlich heute möglichen Werten auf, dass liegt vor allem auch daran, dass viele Annahmen eher konservativ getroffen wurden.

11.3. Fazit

Am Ende werden alle Forderungen der Spezifikation erfüllt und die Ergebnisse aus FE 1 wurden weiter verfeinert. Der nächste logische Schritt ist, eine erneute detaillierte Abschätzung der einzelnen Parameterstudien zu machen und dabei immer genauer auf die einzelnen Rechnungen und Berechnungsmethoden ein zu gehen. Am Ende der immer detaillierteren Berechnung steht dann ein Gesamtentwurf des Flugzeugs, welcher dann wieder iteriert wird bis der Entwurf nach den dann festgelegten Parametern konvergiert und einen finalen Entwurf bildet.

Literaturverzeichnis

- [1] Composites United e.V. – CU Nord. *Faserverbundwerkstoffe in der Luft- und Raumfahrt*. 2020. URL: <https://composites-united.com/branche/luftfahrt/> (urlseen 11/08/2023).
- [2] Aircargonews. *Airfreight rates down in June as summer lull arrives*. 2007. URL: <https://www.aircargonews.net/data/airfreight-rates-down-in-june-as-summer-lull-arrives/> (urlseen 17/07/2023).
- [3] Norman S. Currey. *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. Washington DC: American Institut of Aeronautics und Astronautics, 1988. Springer Science & Business Media, 1988.
- [4] EASA. *Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25*. 2007. URL: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-25_Amdt%203_19.09.07_Consolidated%20version.pdf (urlseen 05/06/2023).
- [5] EASA. *Type-Certificate Data Sheet for Engine Trent XWB series engines*. 2019. URL: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20E111%20TCDS%20issue%2012_Trent%20XWB.pdf (urlseen 07/08/2023).
- [6] Doug Morris. *How Aircraft Tires Keep the Air Canada Fleet Rolling*. 2021. URL: <https://enroute.aircanada.com/en/aviation/airplane-tires/> (urlseen 20/07/2023).
- [7] Dieter Scholz. *An Optiomal APU for Passenger Aircraft*. 2015. URL: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Airport2030/Airport2030_PRE_CEAS_15-09-07_Scholz.pdf (urlseen 05/06/2023).
- [8] Prof. Dr.-Ing. J. Thorbeck. *Manuskript zur integrierten Lehrveranstaltung Flugzeugentwurf I und II*. 2013.
- [9] Egbert Torenbeek. *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*. Springer Science & Business Media, 2013.

A. Anhang

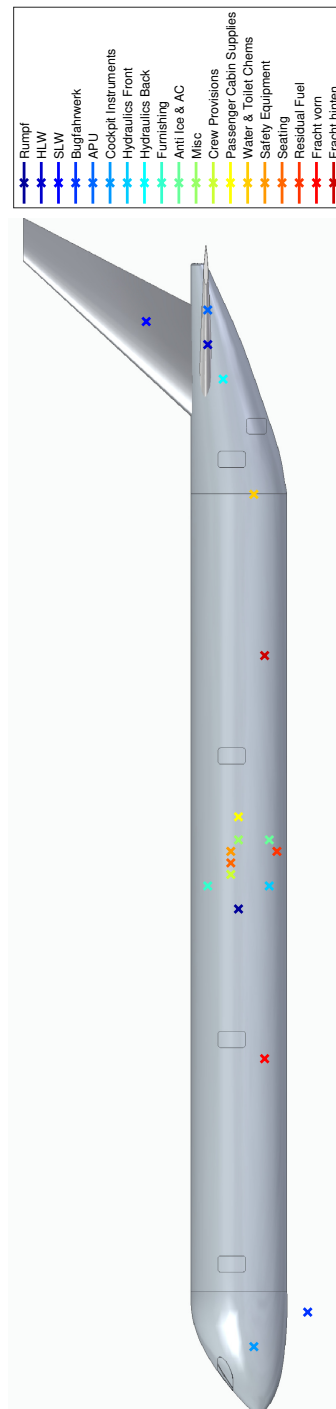


Abbildung A.1.: Schwerpunktlagen der Rumpfgruppe

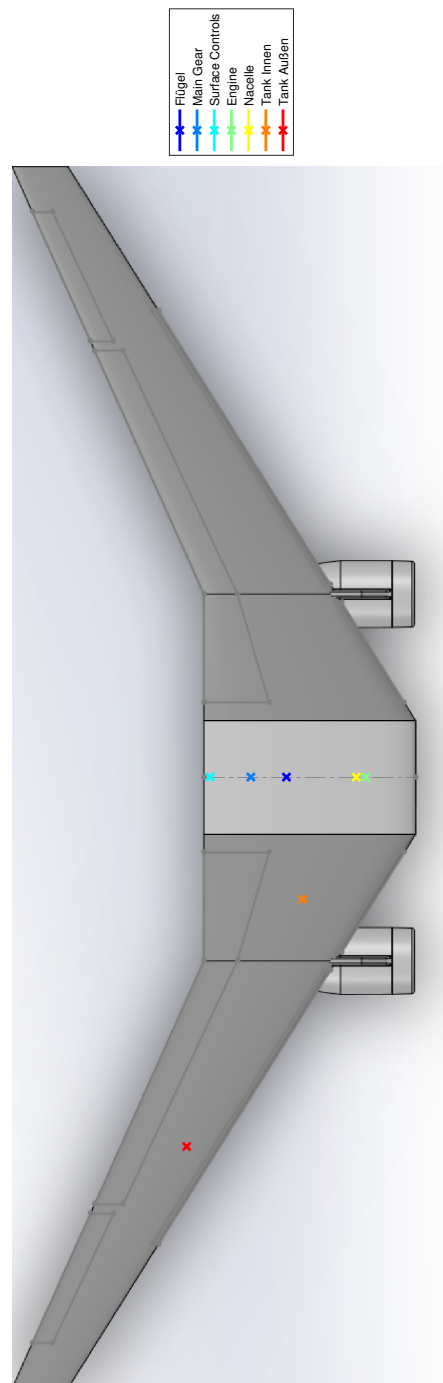


Abbildung A.2.: Schwerpunktlagen der Flügelgruppe

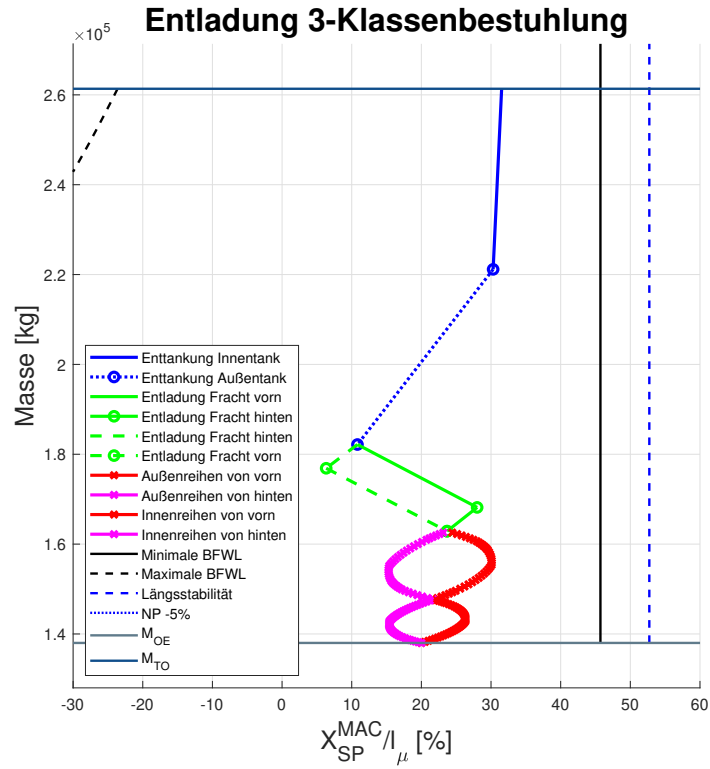


Abbildung A.3.: Beladediagramm Entladung 3-Klassen-Bestuhlung

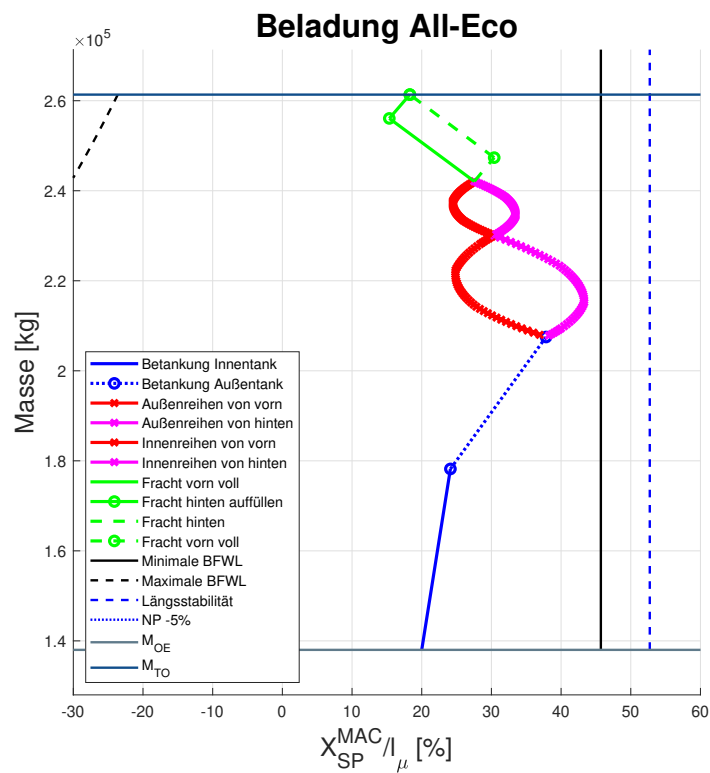


Abbildung A.4.: Beladediagramm Beladung All-Eco

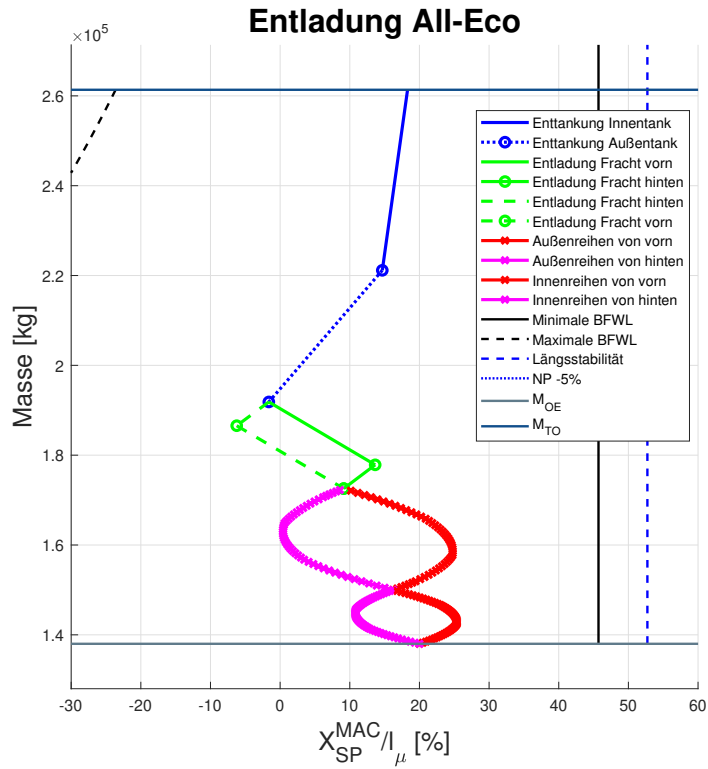


Abbildung A.5.: Beladediagramm Entladung All-Eco

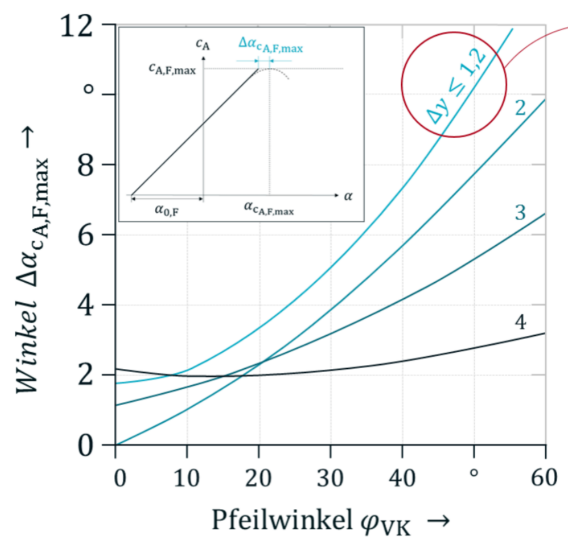


Abbildung A.6.: Abweichung des Anstellwinkels für das Auftriebsmaximum

Verhältnis der Widerstandsanteile in der Startkonfiguration

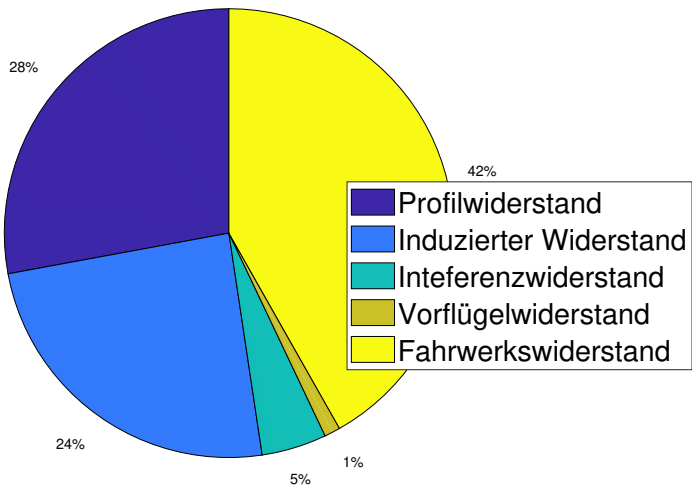


Abbildung A.7.: Übersicht der Widerstandsanteile in der Startkonfiguration

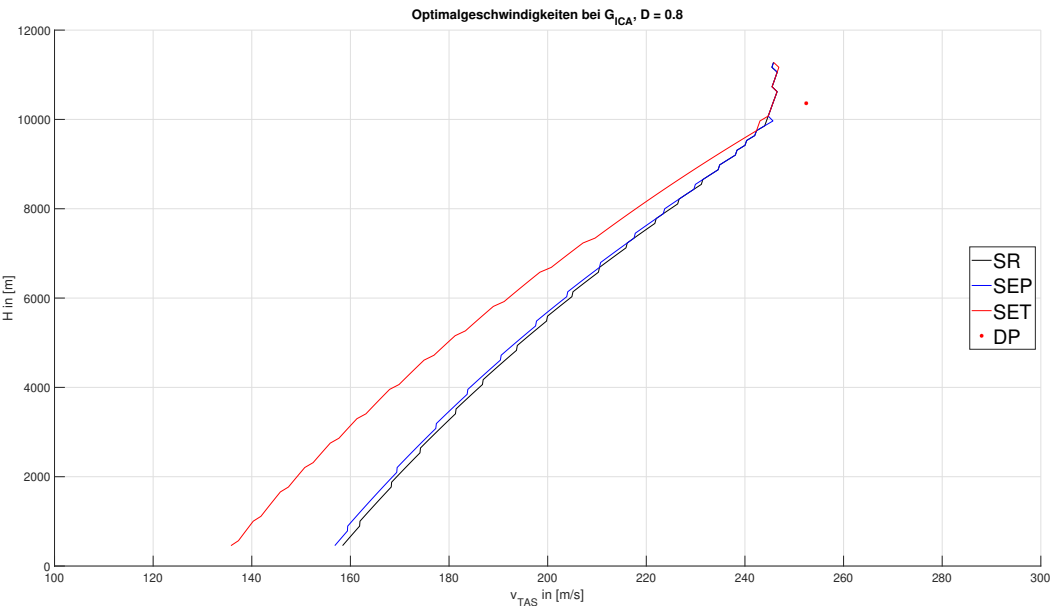


Abbildung A.8.: Resultierende Optimalgeschwindigkeiten

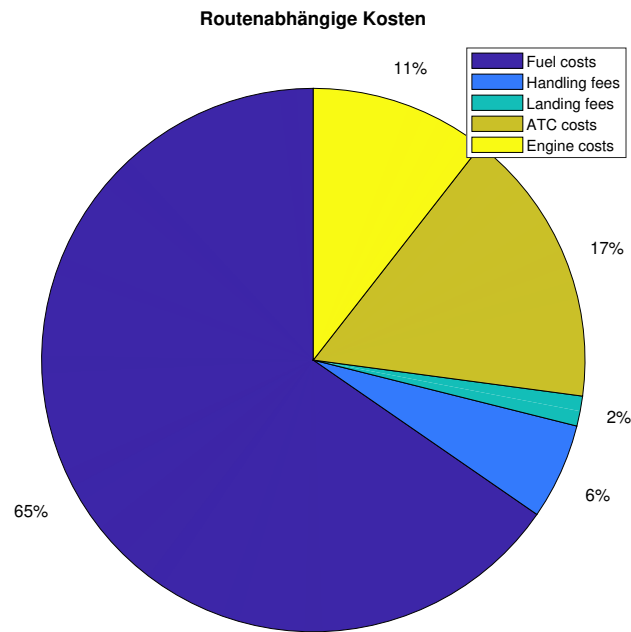


Abbildung A.9.: Rutenabhängige Kosten

Rutenabhängige zu Routenunabhängige Kosten

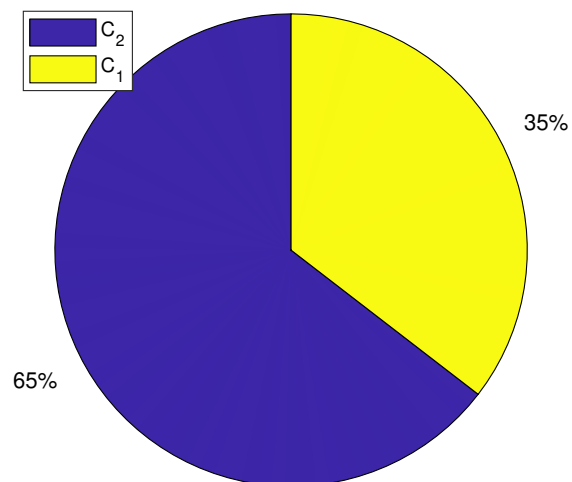


Abbildung A.10.: Rutenabhängige (C_2) zu Routenunabhängige (C_1) Kosten

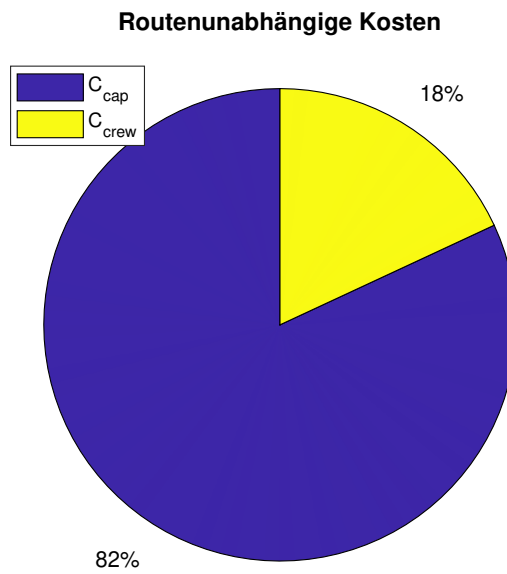


Abbildung A.11.: Routenunabhängige Kosten

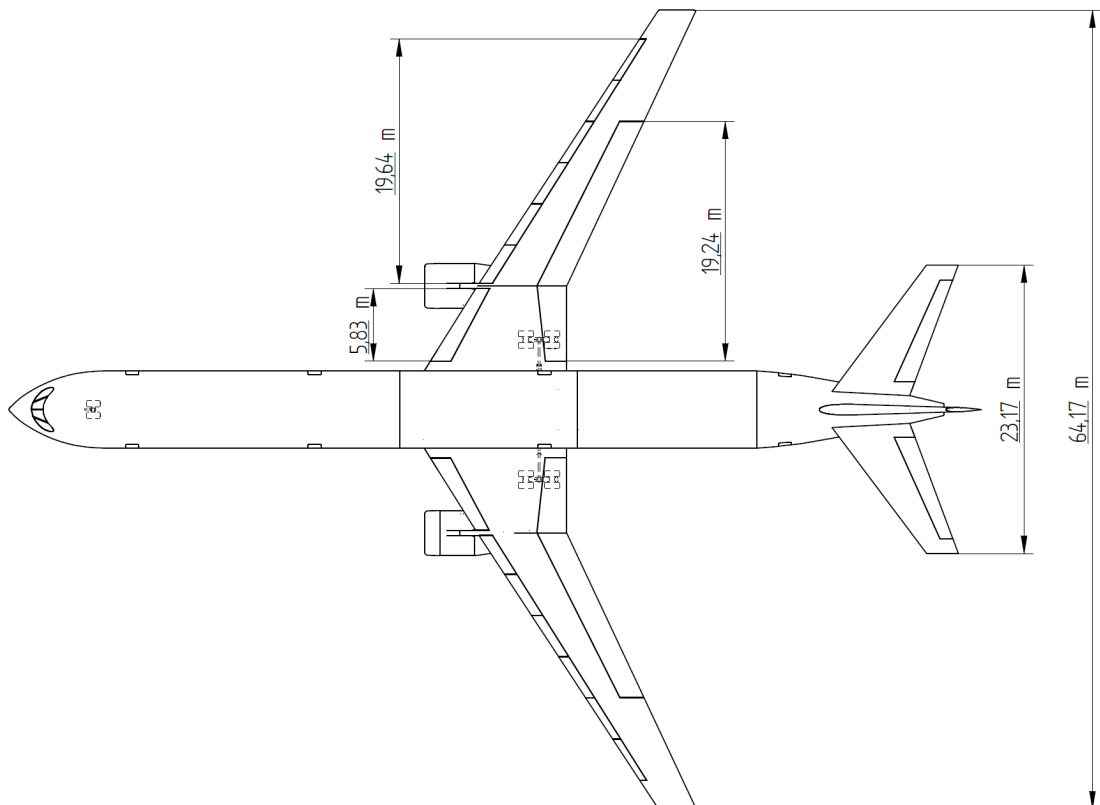


Abbildung A.12.: Draufsicht

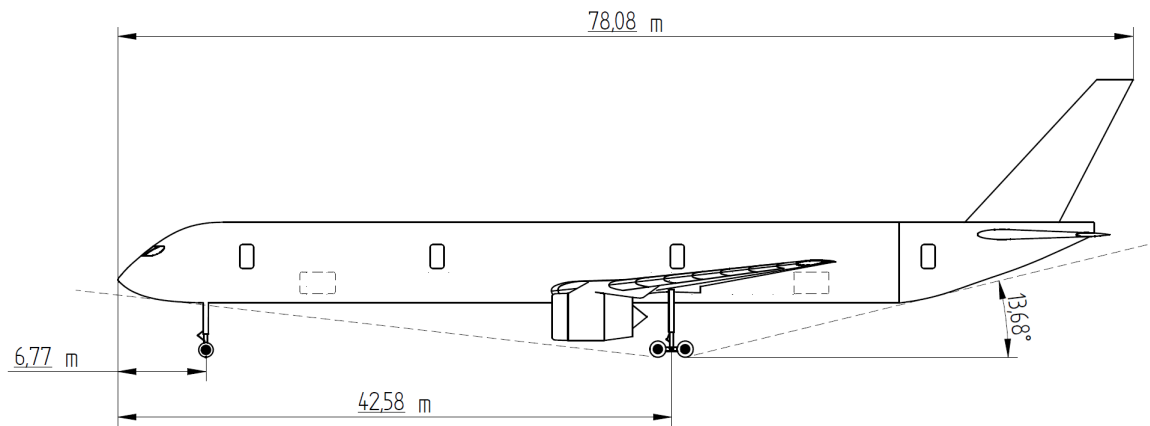


Abbildung A.13.: Seitenansicht

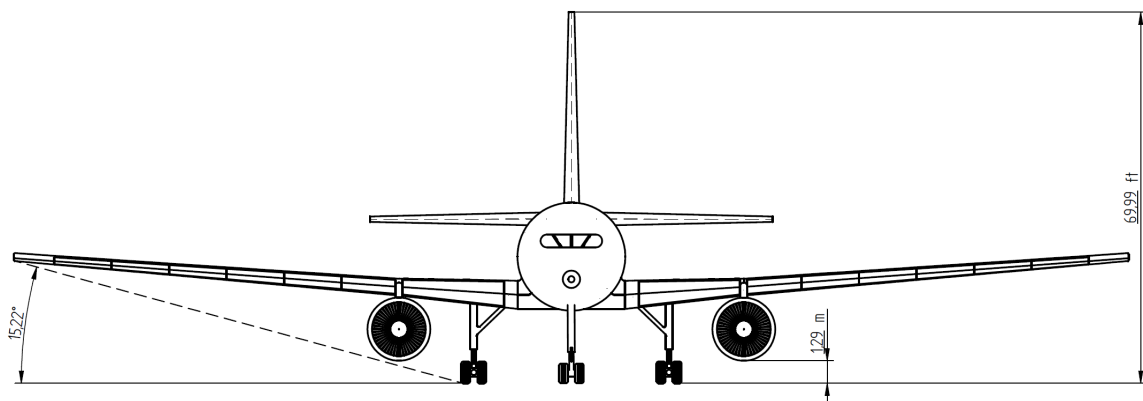


Abbildung A.14.: Frontansicht

