

Hausarbeit

Nachentwurf – Airbus A330-200

Verfasser: Bryan Wied

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME Abgabe: 2024-06-18

Flugzeugentwurf SS2024

Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau DOI: https://doi.org/10.15488/xxxxx

URN: https://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2024-06-18.012 Associated URLs: https://nbn-resolving.org/html/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2024-06-18.012

© This work is protected by copyright

The work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial-ShareAlike 4.0 International License: CC BY-NC-SA <u>https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0</u>



Any further request may be directed to: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME E-Mail see: <u>http://www.ProfScholz.de</u>

This work is part of: Digital Library - Projects & Theses - Prof. Dr. Scholz http://library.ProfScholz.de

Published by Aircraft Design and Systems Group (AERO) Department of Automotive and Aeronautical Engineering Hamburg University of Applied Science

This report is deposited and archived:

- Deutsche Nationalbiliothek (<u>https://www.dnb.de</u>)
- Repository of Leibniz University Hannover (<u>https://www.repo.uni-hannover.de</u>)
- Internet Archive (<u>https://archive.org</u>) Item: <u>https://archive.org/details/TextWied.pdf</u>

This report has associated published data (the A330) in http://hangar.ProfScholz.de

Kurzreferat

Zweck – Im Rahmen der Vorlesung "Flugzeugentwurf" an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) im Sommersemester 2024, unter der Leitung von Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, wird in dieser theoretischen Arbeit der Nachentwurf einer "Airbus A330-200" durchgeführt.

Methodik – Hierbei steht neben dem eigentlichen Flugzeugentwurf der Einsatz von Excelbasierten Entwurfswerkzeugen im Vordergrund, die von den Studierenden und Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz kontinuierlich optimiert werden.Ziel ist es, mit grundlegenden Eingangsparametern erste Entwurfsparameter zu liefern. Die Vordimensionierung erfolgt anhand der Anforderungen an das Flugzeug sowie aus den Luftfahrtvorschriften nach CS-25/FAR Part 25. Im Falle eines Nachentwurfs sind die Top Level Aircraft Requirements (TLARs) durch die Daten des Flugzeugs eindeutig definiert. Die Auslegung der einzelnen Flugzeugsegmente (Rumpf, Kabine, Flügel, Hochauftriebshilfen, Leitwerke, Fahrwerke) erfolgt über die zugrunde liegenden Gleichungen der Vorlesungsunterlagen. Die in Excel programmierten Entwurfswerkzeuge basieren auf den entsprechenden Gleichungen und bieten den Vorteil, mit überschaubarem Aufwand schnell Ergebnisse zu liefern. Des Weiteren werden die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte, Massenprognosen, Schwerpunkte sowie Polaren bestimmt und im Anschluss eine Entwurfsbewertung (Direct Operating Costs, DOC) durchgeführt. Im Weiteren erfolgt die Visualisierung des Entwurfs anhand der generierten Parameter über ein 3D-Modell. Als Tool zur 3D-Visualisierung fungiert das Open Vehicle Sketch Pad (OpenVSP) der NASA. Abschließend erfolgt ein Vergleich der ermittelten Entwurfsgrößen mit den tatsächlichen Daten einer Airbus A330-200.

Ergebnisse – Die Abweichungen der Ergebnisse des Nachentwurfs liegen unter 5%. Die Abweichungen zum Referenzflugzeug sind somit zufriedenstellend und zeigen, dass die angewandten Methoden und Excel-basierten Entwurfswerkzeuge zu realitätsnahen Ergebnissen führen.

Inhaltsverzeichnis

1	Einl	eitung	12
2	Dim	iensionierung	16
	2.1	Landestrecke	16
	2.2	Startstrecke	17
	2.3	Steigrate im 2. Segment	18
	2.4	Steigrate beim Durchstartmanöver	19
	2.5	Reiseflug	20
		2.5.1 Schub-Gewichtsverhältnis	20
		2.5.2 Flächenbelastung	22
		2.5.3 Entwurfsdiagramm	23
		2.5.4 Reiseflughöhe	23
	2.6	Bestimmung der Entwurfsparameter	24
		2.6.1 Betriebsleermassenanteil	24
		2.6.2 Kraftstoffanteil	24
		2.6.3 Nutzlast	27
		2.6.4 Berechnung von Massen, Startschub und Flügelfläche	28
	2.7	Überprüfung der maximalen Landemasse	28
	2.8	Vergleich der Dimensionierungsergebnisse mit dem Referenzflugzeug	29
3	Run	npfauslegung	30
0	3.1	Rumpfquerschnitt	30
	3.2	Kabinenauslegung	35
	3.3	Frachtvolumen	40
	3.4	Notausgänge	42
	3.5	Konstruktionswasserlinie	43
4	Flüg	gelauslegung	45
	4.1	Flügelpteilung	45
	4.2	Geometrie des Dreifachtrapezflügel	45
		4.2.1 Zuspitzung	48
		4.2.2 Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC)	48
	4.3	Relative Profildicke	50
	4.4	Flügelprofil	51
	4.5	Schränkung	54
	4.6	V-Form	54
	4.7	Einstellwinkel	54
	4.8	Tankvolumen	55
	4.9	Kraftstoffmasse & Kraftstoffvolumen	56
	4.10	Querruder und Spoiler	56
	4.11	Hochauftriebssysteme	57
5	Leit	werksauslegung I	65
-	5.1	Höhenleitwerk I	65
	5.2	Seitenleiwerk I	68
	5.2	Höhen- und Seitenruder	60
	0.0		00
6	Mas	se und Schwerpunkte	71
	6.1	Class I Massenprognose nach Raymer	71
	6.2	Class II Massenprognose nach Torenbeek	72
	6.3	Schwerpunktberechnung	76

7	Leit	werksauslegung II	79
	7.1	Höhenleitwerk II	79
		7.1.1 Auslegung nach Steuerbarkeit	79
		7.1.2 Auslegung nach Stabilität	81
		7.1.3 Ermittlung der Höhenleitwerksfläche	83
	7.2	Seitenleitwerk II	84
		7.2.1 Auslegung nach Steuerbarkeit	84
		7.2.2 Auslegung nach Stabilität	86
_			
8	Fah	rwerkauslegung	88
	8.1	Position des Fahrwerks	88
	8.2	Bodenfreiheit der Flügelspitze	89
	8.3	Heckwinkel	89
	8.4	Kippwinkel in Längsrichtung	89
	8.5	Kippwinkel in Querrichtung	90
	8.6	Reifenauswahl	91
	8.7	Load Classification Number (LCN)	91
	8.8	Aircraft Classification Rating (ACR)	93
	8.9	Fahrwerksintegration	94
Q	Dole		05
9	F O I	Bumpf	90
	9.1		90 07
	9.2 0.3	Höhenleitwerk	08
	9.9 Q /	Seitenleitwerk	00
	9.4 0.5	Triebwerksgondel	100
	9.5	Cesamtnullwiderstand	100
	9.0 0.7	Wellenwiderstand	102
	9.1	Oswald Faktor und Gesamtwiderstand	103
	0.0		100
10	Dire	ekte Betriebskosten (DOC)	107
	10.1	Abschreibung	107
	10.2	Zinsen	109
	10.3	Versicherung	109
	10.4	Kraftstoff	109
	10.5	Wartung	111
	10.6	Personalkosten	112
	10.7	Gebühren	113
	10.8	Gesamtdarstellung	114
11	3D-	Visualisierung mit Open VSP	115
12	12 Darstellung der Ergebnisse 12		
Literaturverzeichnis			119

Verzeichnis der Bilder

Bild 1.1:	Dreiseitenansicht des A330-200 [1]	12
Bild 1.2:	Der Entwurfsablauf eines Flugzeug nach Scholz [2]	13
Bild 1.3:	Nutzlast-Reichweiten-Diagramm nach Airbus [3]	14
Bild 2.1:	Maximale Auftriebsbeiwerte [4]	17
Bild 2.2:	Flugzeugformen und benetzte Oberfläche nach Scholz [2]	21
Bild 2.3:	Entwurfsdiagramm	23
Bild 2.4:	Flugphasen nach Scholz [2]	24
Bild 2.5:	Flugphasen inklusive "missed approach" nach Scholz [2]	25
Bild 2.6:	"Mission segment mass fractions" nach Scholz [2]	25
Bild 3.1:	Anzahl der Sitze pro Reihe als Funktion der Passagierzahl nach Scholz [2]	30
Bild 3.2:	Typische Konfiguration einer Innenraumgestaltung der A330-200 [3]	31
Bild 3.3:	Maße von Passagier. Sitzen, Kabine & Frachtraum nach Scholz [2]	32
Bild 3.4:	Rumpfquerschnitt der Economy Class, erstellt mit PreSTo-Cabin	33
Bild 3.5:	Rumpfquerschnitt der Business Class, erstellt mit PreSTo-Cabin	34
Bild 3.6	Elliptischer Querschnitt des Nachtentwurfs	36
Bild 3 7	Längemaße des Rumpfes nach Scholz [2]	36
Bild 3.8:	Kabinenlavout des Nachentwurfs, erstellt mit PreSTo-Cabin	39
Bild 3 9:	Ouerschnittfläche des Frachtvolumens, erstellt mit PreSTo-Cabin	<i>A</i> 1
Bild 3 10.	Anzahl und Position der Notausgänge (Emergency Exits) [3]	42
Bild 3 11.	Auslegung der Konstruktionswasserlinie erstellt mit PreSTo-Cabin	42 //3
Bild 4.1	Draufsicht des A 330-200 [3]	-10 //6
Bild 4.1	Vorderangicht des $\Delta 330-200$ [3]	40
Bild 4.2 .	Definition des Dreifschtrapezflügel nach Airbus: nach Scholz [2]	40
Dild 4.5 .	Elürgelpfeilung in Abhöngigkeit der Machzehl nach Scholz [2]	40
Dild 4.4.	Fugerprending in Abhangigken der Machzahl hach Schötz $[2]$	49
Dilu 4.5 .	Veltergenlegung der Anströmgeschwindigkeit nach Scholz [2]	50
Dild 4.0:	Augrug 1 aug Abbett, NACA Droft 62, 615 [6]	51
DIIU 4.7:	Auszug 1 aus Abbott, NACA-Profil 03_2-015 [0] $\dots \dots \dots \dots \dots \dots$	02 52
DIIU 4.8:	Auszug 2 aus Abbott, NACA-Profil 05_2 -015 [0] $\ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots$	00 54
Bild 4.9:	v-Form des Flugels (dinedral angle) $[3]$	54
Bild 4.10:	$\begin{array}{cccccccccccccccccccccccccccccccccccc$	55 50
Bild 4.11:	Steuernachen des A330-200 Tragnugels [3]	50
Bild 4.12:	Korrekturterm zur Berechnung des Maximalauftriebs nach Scholz [2]	58
Bild 4.13:	Maximalauftrieb von Trapezflugeln nach $[2]$	59
Bild 4.14:	Berechnung der benetzten Flachen der Klappen (Flaps) [3]	60
Bild 4.15:	Korrekturfaktor zur Berucksichtigung der Pfeilung φ_{LE} nach Scholz [2]	60
Bild 4.16:	Zunahme des max. Auftriebsbeiwertes durch Landeklappen nach Scholz [2].	61
Bild 4.17:	Berechnung der benetzten Fläche der Vorflügel (Slats) [3]	62
Bild 4.18:	Zunahme des max. Auftriebsbeiwertes durch Vorflügel nach Scholz [2]	63
Bild 5.1:	V-Form Höhenleitwerk [3]	65
Bild 5.2:	NACA 0012 [7]	66
Bild 5.3:	Höhen- & Seitenruder des A330-200 $[3]$	70
Bild 6.1 :	Vorderkante der mittleren aerodynamischen Profilsehne (LEMAC) [3]	77
Bild 7.1:	Abstand des Flugzeugschwerpunktes zum Triebwerk [3]	80
Bild 7.2:	Parameter zur Bestimmung des Nickmomentenbeiwerts nach Scholz [2]	81
Bild 7.3:	Abstand zwischen Flügelwurzel des Flügels und der HLW-MAC [3]	82
Bild 7.4:	Ermittlung der erforderlichen Höhenleitwerksfläche	83
Bild 7.5:	Triebwerksabstand zur Center Line [3]	84
Bild 7.6:	Parameter zur Bestimmung der Seitenleitwerksfläche nach Scholz [2]	85
Bild 8.1:	Fahrwerksabstand (Wheel Base) und Spurweite (Track Width) [3]	88
Bild 8.2:	Bodenfreiheit zwischen Triebwerk und Flügelspitze [3]	89

Bild 8.3:	Heckwinkel des A330-200 [3]	89
Bild 8.4:	Kippwinkels in Längsrichtung [3]	90
Bild 8.5:	Darstellung des Kippwinkels in Querrichtung nach Scholz [2]	90
Bild 8.6:	Bestimmung des Reduktionsfaktors nach Scholz [2]	92
Bild 8.7:	Bestimmung der Load Classification Number nach Scholz [2]	92
Bild 8.8:	Fahrwerksintegration des Hauptfahrwerks [3]	94
Bild 8.9:	Fahrwerksintegration des Bugfahrwerks [3]	94
Bild 9.1:	Schnittsektionen der Triebwerksgondel von P. & W 4000er Reihe $[3]$	100
Bild 9.2:	Berechnung der benetzten Oberfläche der Triebwerksgondel nach Scholz [2]	101
Bild 9.3:	Widerstandspolare/Lilienthalpolare	106
Bild 10.1:	Direct Operating Costs (DOC)	114
Bild 11.1:	Draufsicht des Nachentwurfs (Open VSP)	115
Bild 11.2:	Vorderansicht des Nachentwurfs (Open VSP)	115
Bild 11.3:	Seitenansicht des Nachentwurfs (Open VSP)	116
Bild 11.4:	Iso-Perspektive des Nachentwurfs (Open VSP)	116
Bild 11.5:	Aircraft 3D Visualization des Nachentwurfs	117

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 1.1:	Flugzeugdaten der A330-200 aus unterschiedlichen Quellen	. 15
Tabelle 1.2:	Gewählte Referenzwerte der Anforderungs- & Entwurfsparameter	. 15
Tabelle 2.1:	Ermittlung der Zusatzwiderstände für C_{D_P} nach Scholz [2]	. 19
Tabelle 2.2:	Ergebnisse für Reiseflugbedingungen	. 22
Tabelle 2.3:	Bedingungen für die Reserveflugstrecke nach Scholz [2]	. 26
Tabelle 2.4:	Kraftstoffmassenanteile vom Standardflug	. 27
Tabelle 2.5:	Kraftstoffmassenanteile einschließlich Reserven	. 27
Tabelle 2.6:	Die durchschnittlichen Massen von Passagieren und Gepäck [2]	. 27
Tabelle 2.7:	Abweichungen der Entwurfsergebnisse mit den TLARs	. 29
Tabelle 3.1:	Dimensionierung des Rumpfquerschnitts für die Economy Class (YC)	. 33
Tabelle 3.2:	Dimensionierung des Rumpfquerschnitts für die Economy Class (YC)	. 34
Tabelle 3.3:	Flugzeugparameter zur Auslegung der Kabinenauslegung	. 35
Tabelle 3.4:	Definition der Kabinenstandards [2]	. 37
Tabelle 3.5:	Abschätzung der Bodenfläche der Galley nach Scholz [2]	. 37
Tabelle 3.6:	Flugzeugdaten zur Auslegung des Frachtvolumens	. 40
Tabelle 3.7:	Standardmaße vom Unit Load Device (LD3) [2]	. 41
Tabelle 3.8:	Parameter der Notausgänge nach Airbus [3]	. 42
Tabelle 3.9:	Flugzeugdaten zur Auslegung des Frachtvolumens	. 43
Tabelle 4.1:	Flugzeugdaten zur Flügelauslegung	. 45
Tabelle 4.2:	Geometriedaten des Dreifachtrapezflügels	. 45
Tabelle 4.3:	Δv -Parameter fur bekannte NACA [2]	. 58
Tabelle 5.1:	Übliche Streckungen & Zuspitzungen für Leitwerke [2]	. 67
Tabelle 5.2:	Leitwerksvolumenbeiwerte von HLW & SLW nach Scholz [2]	. 67
Tabelle 5.3:	Übliche Werte für die Leitwerkshebelarme [2]	. 67
Tabelle 6.1	Entwurfsparameter zur Class I Massenprognose nach Raymer	. 01
Tabelle 6.2	Massenaufteilung Class I Massenprognose nach Baymer	72
Tabelle 6.3:	Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmasse [2]	. 74
Tabelle 6.4	Iteration der Class II Massenprognose nach Torenbeek	75
Tabelle 6.5:	Massenaufteilung Class II Massenprognose nach Torenbeek	. 75
Tabelle 6.6	Vergleich der Massenprognosen	76
Tabelle 6 7	Schwerpunkt der Rumpfgruppe	. 10
Tabelle 6.8:	Schwerpunkt der Flügelgruppe	
Tabelle 7.1:	Flächenabweichung der Höhenleitwerksauslegung	
Tabelle 7.2	Flächenabweichung der Seitenleitwerksauslegung	. 80 87
Tabelle 8.1	Schwerpunkt bezüglich der Hochachse	
Tabelle 8.2	Reifengrößen bei maximaler Startmasse nach Airbus [3]	. 88
Tabelle 8.3	ACB-Nummern für flexiblen Untergrund	. 01
Tabelle 8.4	ACR-Nummern für starren Untergrund	
Tabelle 9.1.	Der Interferenzfaktor [2]	. 55
Tabelle 9.2	Abmaße der Triebwerksgondel nach Airbus [3]	
Tabelle 9.3	Entwurfsparameter zur Berechnung von S_{-} , weder Triebwerksgondel	. 101
Tabelle 9.4	Übersicht der Gesamtnullwiderstände	102
Tabelle 9.5	Gesamtnullwiderstände bei unterschiedlichen maximalen Gleitzahlen	102
Tabelle 9.6	Iteration zur Ermittlung des Oswald Faktors	. 105
Tabelle 10.1.	Parameter zur Berechnung der Abschreibung	. 105
Tabelle 10.2	Parameter zur Berechnung des durchschnittlichen Zinssatzes	100
Tabelle 10.2.	Parameter zur Berechnung der Versicherungskosten	100
Tabelle 10.0. Tabelle 10. $/$	Parameter zur Berechnung der Flugzeugnutzung (Utilizetion)	110
Tabello 10.4.	Stundensätze des fliegenden Personals im Vergleich	. 110 119
Tabello 10.5.	Standardmäßige Zeitdifferenz zwischen Blockzeit und Elugzeit	. 110
Tabelle 10.0:	Standardinabige Zeitumerenz zwischen Diockzeit und Flugzeit	. 119

Tabelle 10.7:	Parameter zur Berechnung der Gebühren	114
Tabelle 11.1:	Steuerung des 3D-Viewers (Maus)	117
Tabelle 11.2:	Steuerung des 3D-Viewers (Maus & Tastatur)	117
Tabelle 12.1:	Zusammenstellung der Endergebnisse	118

Liste der Symbole

a	Schallgeschwindigkeit
a, b	Parameter zur Beschreibung einer Geradengleichung
A	Streckung
b	Spannweite
С	Spezifischer Kraftstoffverbrauch oder Profiltiefe (chord)
В	Reichweitenfaktor (Breguet factor)
C_D, c_D	Widerstandsbeiwert (drag coefficient)
C_f	Reibwiderstandsbeiwert
C_L, c_L	Auftriebsbeiwert (lift coeficcient)
C_{D_P}	Profilwiderstandsbeiwert
d	Durchmesser
e	Oswald-Faktor
g	Erdbeschleunigung
h	Flughöhe
i	Einstellwinkel
k, K	Konstante
l	Länge oder Hebelarm
L	Auftrieb (lift)
L/D	Gleitzahl
m	Masse
M	Machzahl oder Moment um die Querachse
M_{ff}	mission fuel fraction
m/S_W	Flächenbelastung
n	Lastvielfaches oder Anzahl
N	Anzahl
q	Staudruck
R	Reichweite
r	Radius
Re	Reynolds-Zahl
s	Strecke
S	Fläche
t	Profildicke (thickness)
t/c	relative Profildicke
T	Schub (thrust)
T/(mg)	Schub-Gewichtsverhältnis
V	Geschwindigkeit (velocity)
x	Entfernung von einem Nullpunkt parallel zum Kabinenboden in Richtung Heck
y	Entfernung von der Symmetrieebene in Richtung der Spannweite
Δy	leading-edge sharpness parameter
z	Entfernung von einem Nullpunkt senkrecht zur x-y-Ebene nach oben

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel
δ	Ausschlagwinkel einer Steuerfläche
ε	Schränkung
η	relative Spannweite
γ	Bahnneigungswinkel (positiver Wert: Steigflug) oder Isentropenexponent
Γ	V-Winkel
λ	Zuspitzung
μ	Nebenstromverhältnis
ϕ	Heckwinkel
ϕ_{TE}	Hinterkantenwinkel
ψ	Kippwinkel
ρ	Dichte
σ	relative Luftdichte
au	Verhältnis relative Profildicke
θ	Pfeilung
v	kinematische Viskosität
ϑ	Temperatur
arphi	Pfeilung

Indizes

() ₀	bei Auftrieb $\mathbf{L}=0$ oder in Meereshöhe
$()_{APP}$	Anflug (approach)
$()_{BC}$	Businessklasse (business class)
$()_{cargo}$	Fracht (cargo)
$()_{CG}$	Schwerpunkt (center of gravity)
$()_{CLB}$	Steigflug (climb)
$()_{CR}$	Reiseflug (cruise)
$()_{cushion}$	Sitzhöhe
() _{DD}	Widerstandsdivergenz (drag divergence)
$()_{door}$	Türschwelle
$()_{DES}$	Sinkflug (descend)
$()_e$	Erfahrungswert (experience)
$()_E$	Triebwerk
$()_{eff}$	Effektivwert
$()_{erf}$	erforderlich
$()_{EQUIP}$	Ausrüstung (equipment)
$()_F$	Rumpf (fuselage)
$()_F$	Kraftstoff (engine)
$()_f$	Landeklappe (flap)

($)_{F/C}$	Flugsteuerung (flight control)
($)_{H.L}$	Scharnierlinie (hinge line)
($)_i$	innen (inner)
($)_{INF}$	Inflation
($)_{inst}$	intalliert
($)_k$	Kink
($)_L$	Landung (landing)
($)_{LEMAC}$	leading edge aerodynamic chord
($)_{LFL}$	Sicherheitslandestrecke (landing field length)
($)_{LG,M}$	Hauptfahrwerk (main landing gear)
($)_{LG,N}$	Bugfahrwerk (nose landing gear)
($)_{LG}$	Fahrwerk (landing gear)
($)_{LOF}$	Abheben (lift-off)
($)_{LOI}$	Warteflug (loiter)
($)_{MAC}$	an der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe
($)_{max}$	maximaler Wert
($)_{md}$	Minimaler Widerstand (minimum drag)
() _{min}	minimaler Wert
($)_{ML}$	maximale Landemasse (maximum landing)
($)_{MTO}$	maximale Startmasse (maximum take-off)
($)_N$	Triebwerksgondel (nacelle)
()_0	außen (outer)
($)_{OE}$	Betriebsleermasse (operating empty)
($)_{opt}$	optimaler Wert
($)_P$	Profil (profile)
($)_{PAX}$	Passagier (passenger, pax)
($)_{PL}$	Nutzlast (payload)
($)_r$	Wurzel (root)
($)_{ref}$	Referenz (reference)
($)_{res}$	Reserve (reserve)
($)_S$	Strömungsabriss (stall)
($)_{SA}$	Sitze in einer Reihe (seats abreast)
($)_{seat}$	Sitz (seat)
($)_{sp}$	Schwerpunkt
($)_{std}$	Standardflug
($)_{SYS}$	System (system)
($)_t$	Spitze (tip)
($)_{tank}$	den Kraftstofftank betreffende Größe
($)_{theory}$	theoretischer Wert (theory)
($)_{thr}$	Schubumkehr (reverse thrust)
($)_{TO}$	Start (take-off)
($)_{TOFL}$	Sicherheitsstartstrecke (take-off field length)
($)_U$	Rollfeldabstand

$()_V$	Seitenleitwerk (vertical tailplane)
$()_{vorh}$	vorhanden
$()_W$	Flügel (wing)
$()_{wet}$	benetzt (wetted)
$()_{YC}$	Economy-Klasse (economy class)

Liste der Abkürzungen

A/C	aircraft
AC	aerodynamic center oder Advisory Circular
ACR	Aircraft Classification Rating
ACN	Aircraft Classification Number
AEA	Association of European Airlines
BPR	Nebenstromverhältnis (bypass ratio)
CG	Schwerpunkt (center of gravity)
DOC	Direkte Betriebskosten (Direct Operating Costs)
FG	Rumpfgruppe (Fuselage Group)
FAR	Federal Aviation Regulations
HLW	Höhenleitwerk
ICAO	International Civil Aviation Organization
LCN	Load Classification Number
JAR	Joint Aviation Requirements
LER	Nasenradius (leading-edge radius)
MAC	Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (mean aerodynamic chord)
NACA	National Advisory Commitee for Aeronautics
PCR	Pavement Classification Rating
PCN	Pavement Classification Number
PreSTo	Aircraft Preliminary Sizing Tool
SFC	Spezifischer Kraftstoffverbrauch
SLW	Seitenleitwerk
THS	Trimmbare Höhenflosse (trimmable horizontal stabilizer)
TLARs	Top Level Air Requirements
TRW	Triebwerk
WG	Flügelgruppe (Wing group)

1 Einleitung

Die Aufgabe des Flugzeugentwurfs im praktischen Sinne besteht darin, die "geometrische Beschreibung" eines neuen Flugzeugs zu schaffen. Hierzu wird das neue Flugzeug durch eine Zeichnung mit drei Ansichten, einem Rumpfquerschnitt, einem Kabinenlayout und einer Liste der benötigten Flugzeugparameter beschrieben. Im abstrakten Sinne besteht die Aufgabe des Flugzeugentwurfs darin, die Entwurfsparameter so zu bestimmen, dass eine sichere Umsetzung gewährleistet wird. Wenn die Anforderungen und Randbedingungen erfüllt sind, haben wir einen zulässigen Entwurf, und wenn die Entwurfsziele optimal erreicht werden, haben wir einen optimalen Entwurf.



Bild 1.1: Dreiseitenansicht des A330-200 [1]

Die grundlegenden Flugzeugparameter können in Anforderungs- und Entwurfsparameter unterteilt werden. Es folgt eine Auflistung der Anforderungs- und Entwurfsparameter:

Anforderungsparameter:

Flugleistungen im Reiseflug:

- Nutzlast m_{PL} (payload)
- Reichweite R (range)
- Machzahl M_{CR} (Mach number)

Flugleistungen bei Start und Landung:

- Startstrecke S_{TOFL} (take-off field length)
- Landestrecke S_{LFL} (landing field length)

- Steiggradient 2tes Segment γ_{CLB} (climb gradient 2nd segment)
- Steiggradient, verpasster Anflug γ_{MA} (climb gradient, missed approach)

Entwurfssparameter:

- Startmasse m_{TO} (take-off mass)
- Kraftstoffmasse m_F (fuel mass)
- Betriebsleermasse m_{OE} (operating empty mass)
- Flügelfläche S_W (wing area)
- Startschub T_{TO} (take-off thrust)

Ein möglicher Entwurfsprozess für ein Flugzeug ist in Bild 1.2 dargestellt. Die Abfolge der einzelnen Entwurfsschritte lässt sich in 2 Kategorien einteilen:

- 1. Dimensionierung (preliminary sizing):
 - \Rightarrow Schritt 1 bis 5
- 2. Entwurf (conceptual design):
 - \Rightarrow Schritt 6 bis 16



Bild 1.2: Der Entwurfsablauf eines Flugzeug nach Scholz [2]

Die Aufgabe besteht darin, eine Dimensionierung und einen Entwurf mit den Methoden des Flugzeugentwurfs durchzuführen und die Parameter so zu wählen, dass der Nachentwurf möglichst originalgetreu nachgebildet wird.

In dieser Arbeit werden ausschließlich Vorlesungsmaterialien von Prof. Scholz verwendet. Dazu zählen das Vorlesungsskript sowie sämtliche Projekt- und Abschlussarbeiten, die in der digitalen Bibliothek von Prof. Scholz zur Verfügung stehen. Die im Vorlesungsskript beschriebenen Entwurfsmethoden sind im Literaturverzeichnis aufgeführt, der folgende Entwurf basiert jedoch ausschließlich auf den vorgenannten Vorlesungsmaterialien von Scholz.

Alle Kapitel des aktuellen Vorlesungsskripts sind frei zugänglich unter: \Rightarrow http://LectureNotes.AircraftDesign.org.

Die digitale Bibliothek der Projekt- und Abschlussarbeiten zur Vertiefung der Entwurfsmethoden ist frei zugänglich unter:

 \Rightarrow https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/ArbeitenAbgegeben.html.

Für das Flugzeug, den Airbus A330-200, sind im Folgenden alle Auslegungs- und Anforderungsparameter (Top Level Air Requirements, TLARs) weitgehendst definiert. Aus diesem Grund entfallen die Schritte 1 bis 4 des Entwurfsablaufplans [Bild 1.2] und der Nachentwurf beginnt mit Schritt 5 der Dimensionierung.

Um die Reichweite bei maximaler Nutzlast zu bestimmen, wird das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm in Bild 1.3 herangezogen. Anhand des Diagramms kann bei maximaler Nutzlast $(m_{MPL} = 46000 \text{ kg})$ eine Reichweite von R = 4580 NM (8648,84 km) abgelesen werden.



Bild 1.3: Nutzlast-Reichweiten-Diagramm nach Airbus [3]

In Tabelle 1.1 werden die Anforderungs- und Entwurfsparameter des A330-200 aus verschiedenen Quellen gegenübergestellt. Basierend darauf werden die Referenzwerte für die weitere Auslegung des Flugzeugs ausgewählt.

Bezeichnung	Formelzeichen	$Wikipedia^1$	$Airbus^{23}$	Blog^{45}
Passagieranzahl	n_{PAX}	253	244	253
Startstrecke	S_{TOFL}	$2770~\mathrm{m}$	-	2220 m
Landestrecke	$S_{ m LFL}$	$1730~\mathrm{m}$	-	$1750~\mathrm{m}$
Reichweite bei max Nutzlast	R	7963,60 km	$8648{,}84~\mathrm{km}$	$8056{,}20~\rm{km}$
Max Nutzlast	$m_{ m MPL}$	49400 kg	46000 kg	49500 kg
Max Startmasse	$m_{ m MTO}$	$238000~\rm kg$	$242000~\mathrm{kg}$	$233000~\rm kg$
Max Landemasse	$m_{ m ML}$	$182000~\mathrm{kg}$	$182000~\mathrm{kg}$	$182000~\mathrm{kg}$
Betriebsleermasse	$m_{ m OE}$	$120600~\rm kg$	$124000~\mathrm{kg}$	$120500~\rm kg$
max Leertankmasse	m_{MZF}	$170000~\rm kg$	$166000~\rm kg$	$170000~\rm kg$
Kraftstoffmasse	m_F	68000 kg	$76000 \mathrm{~kg}$	$63000 \mathrm{~kg}$
Startschub	T_{TO}	632000 N	622752 N	632600 N
Machzahl	$M_{ m CR}$	0,82	0,86	0,81
Fluggeschwindigkeit	V_{CR}	241,94 m/s	-	$241{,}67~\mathrm{m/s}$
Flügelfläche	S_W	$361{,}60~\mathrm{m}^2$	-	$361,60 \text{ m}^2$

Tabelle 1.1:	Flugzeugdaten	der A330-200	aus unterschiedlichen	Quellen
--------------	---------------	--------------	-----------------------	---------

¹ https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A330
² https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a330-advanced-to-boost-profitability/a330-200

³ https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/2021-11/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A330.pdf

⁴ https://www.airlines-inform.com/commercial-aircraft/airbus-a330-200.html

 5 http://www.airplanepics.ch/Flugzeugtypen/A%20330-200.html

Bezeichnung	Formelzeichen	Gewählter Wert
Passagieranzahl	n_{PAX}	244
Startstrecke	S_{TOFL}	2770 m
Landestrecke	$S_{ m LFL}$	$1750 \mathrm{\ m}$
Reichweite bei max Nutzlast	R	8648,84 km (4580 NM)
Max Nutzlast	$m_{ m MPL}$	46000 kg
Max Startmasse	$m_{ m MTO}$	$242000~\mathrm{kg}$
Max Landemasse	$m_{ m ML}$	$182000 \mathrm{\ kg}$
Betriebsleermasse	$m_{ m OE}$	$124000 \mathrm{~kg}$
Max Leertankmasse	m_{MZF}	$166000 \mathrm{\ kg}$
Kraftstoffmasse	m_F	$76000 \mathrm{~kg}$
Startschub	T_{TO}	622752 N
Machzahl	$M_{ m CR}$	0,86
Fluggeschwindigkeit	V_{CR}	241,94 m/s
Flügelfläche	S_W	$361{,}60~\mathrm{m}^2$

Tabelle 1.2: Gewählte Referenzwerte der Anforderungs- & Entwurfsparameter

2 Dimensionierung

Die Dimensionierung ("preliminary sizing") erfolgt im Wesentlichen nach dem Vorlesungsskript von Scholz [2], welches auf der Methode nach Loftin, aber auch auf anderen Ansätzen (z.B. nach Raymer und eigenen Anteilen nach Scholz) basiert.

Die Durchführung der Dimensionierung erfolgt mit dem Tabellenkalkulationsprogramm "PreSTo-Classic" (PreSTo - Aircraft <u>Pre</u>liminary <u>S</u>izing <u>T</u>ool).

 \Rightarrow https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Flugzeugentwurf.html.

2.1 Landestrecke

Grundlage für die Analyse der Landestrecke sind die Luftfahrtvorschriften. Nach JAR 25.125 ist die Sicherheitslandestrecke vorgeschrieben, wonach ein Flugzeug nur dann auf einem Flugplatz landen darf, wenn die Sicherheitslandestrecke kürzer ist als die verfügbare Landestrecke. Die Sicherheitslandestrecke errechnet sich aus der Landestrecke und einem Sicherheitsfaktor, der für Jets 1,667 beträgt.

Eine Statistikgleichung mit der Konstanten $k_{APP} = 1,70 \sqrt{m/s^2}$ von Loftin stellt für strahlgetriebene Flugzeuge einen Zusammenhang zwischen der Sicherheitslandestrecke und der Anfluggeschwindigkeit her. Die Anfluggeschwindigkeit ergibt sich aus

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{S_{LFL}} = 71,20 \frac{m}{s} \tag{2.1}$$

Die Flächenbelastung bei maximaler Landemasse ergibt sich aus folgendem Zusammenhang:

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL} \tag{2.2}$$

Der Sicherheitsfaktor für Jets von 1,667 ist in der obigen Formel bereits enthalten. Der Landevorgang findet zudem auf Meereshöhe (Standardatmosphäre) statt, woraus sich ein $\sigma = 1$ und ein $k_L = 0,107 \text{ kg/m}^2$ ergibt.

Für den maximalen Auftriebsbeiwert wird nach Loftin ein Wert von $C_{L,max,L} = 2,8$ angesetzt [Bild 2.1].

Daraus ergibt sich nach Gl. (2.2) eine Flächenbelastung bei maximaler Landmasse von

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = 524,30 \, \frac{kg}{m^2}$$

Die maximale Flächenbelastung, die sich aus der Anforderung an die Sicherheitslandestrecke des Flugzeugs ergibt, kann nun mit der folgenden Gleichung berechnet werden.

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{m_{ML}/S_W}{m_{ML}/m_{MTO}} \tag{2.3}$$

Im nächsten Schritt wird das Verhältnis der maximalen Landemasse zur maximalen Startmasse bestimmt. Nach den festgelegten Referenzwerten [Tabelle 1.2] liegt das Verhältnis der Landemasse zur Startmasse bei

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0.77\tag{2.4}$$

Mit dem Verhältnis von $m_{ML}/m_{MTO} = 0,77$ kann Anschluss mit Gl. (2.3) die maximale Flächenbelastung bestimmt werden.

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = 680,91 \,\frac{\mathrm{kg}}{\mathrm{m}^2}$$

			-		C₄ _{max}
			C _{Amax} 4 (Total)	1C _{Amax}	$C_{W_{\infty \min}}$
a) Grundprofil			1,45	-	152
	Normalklappe	- Association	2,25	0,80	237
b) Wölbklappen	Spaltklappe	CTUTTINT	2,60	1,15	273
	Doppel- Spaltklappe		2,80	1,35	295
c) Spreizklappen	Einfache Spreizklappe		2,40	0,95	243
	Zap-Klappe		2,50	1,05	253
d) Doppelflügel (Jur	kers)		2,25	0,80	225
e) Fowler-Klappen			2,80	1,35	295
f) Vorflügel			2,00	0,55	210
	Vorflügel und Normalklappe		2,45	1,00	258
g) Kombinationen {	Vorflügel und Spaltklappe	1000000	2,70	1,25	284
	Vorflügel und Doppel- Spaliklappe		2,90	1,45	305
	Fowler-Klappe mit Vorflügel		3,00	1,55	315

Bild 2.1: Maximale Auftriebsbeiwerte [4]

2.2 Startstrecke

Nach einer statistischen Auswertung nach Loftin ergibt sich für Flugzeuge mit Strahltriebwerken folgender Zusammenhang zwischen Schub-Gewichtsverhältnis und Flächenbelastung:

$$a = \frac{T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO}/S_W} = \frac{k_{TO}}{S_{STOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}}$$
(2.5)

Hierbei ist der Faktor $k_{TO} = 2,34 \ m^3/kg$ und die Sicherheitsstartstrecke beträgt entsprechend der Anforderung. Da der Start ebenfalls auf Meereshöhe angenommen wird, ergibt sich auch hier für die relative Luftdichte $\sigma = 1$. Für den maximalen Auftriebsbeiwert beim Start gilt folgender Ansatz:

$$C_{L,\max,\mathrm{TO}} = 0.8 \cdot C_{L,\max,L} = 2.24$$
 (2.6)

Eingesetzt in Gl. (2.5) ergibt sich ein Verhältnis aus Schub-Gewichtsverhältnis zu Flächenbelastung von

$$a = 3,77 \cdot 10^{-4} \, \frac{m^2}{kg}$$

Die Abhebegeschwindigkeit kann nach folgender Beziehung berechnet werden und ergibt sich zu

$$V_{LOF} = \sqrt{\frac{2g}{\rho} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_W} \cdot \frac{1}{C_{L,\max,\mathrm{TO}}}} = 69,78 \,\frac{m}{s} \tag{2.7}$$

wobei für die Luftdichte gilt $\rho = \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$.

2.3 Steigrate im 2. Segment

In JAR 25.121 wird für Flugzeuge mit zwei Triebwerken gefordert, dass bei ausgefallenem Triebwerk im 2. Segment immer noch ein Steiggradient von mindestens 2,4 % erreicht wird, was auf den erforderlichen Bahnneigungswinkel von

$$\gamma = \arctan\left(\frac{\text{Steiggradient}}{100}\right) = 0,023995 \,\mathrm{rad}$$
 (2.8)

Um den Minimalwert des Schub-Gewichtsverhältnisses bestimmen zu können, muss zunächst eine Abschätzung der Gleitzahl im 2. Segment mit folgendem Näherungsverfahren vorgenommen werden.

$$E = \left(\frac{L}{D}\right) = \frac{C_L}{C_{D_P} + \frac{C_L^2}{\pi A e}}$$
(2.9)

Dabei wird die benötigte Streckung mit Hilfe der Spannweite von b = 60,30 m und der Tragflügelfläche von $S_W = 361,60$ m² ermittelt:

$$A = \frac{b^2}{S_W} = 10,05 \tag{2.10}$$

Der Oswald-Faktor wird wegen der ausgefahrenen Klappen und Vorflügel mit e = 0,7 abgeschätzt. Der Auftriebsbeiwert im 2. Segment wird mit folgender Gleichung bestimmt:

$$C_{L,\text{TO}} = \frac{C_{L,\text{max},TO}}{1,44} = 1,56 \tag{2.11}$$

Der Faktor 1,44 ist dadurch bedingt, dass der Steigflug im 2. Segment mit $V_2 = 1, 2 \cdot V_{S,TO}$ durchgeführt wird. Folglich wird nur noch der Profilwiderstandsbeiwert zur Bestimmung der Gleitzahl benötigt. Der Profilwiderstandsbeiwert setzt sich aus dem Nullauftriebswiderstand und den Zusatzwiderständen durch das Hochauftriebssystem und gegebenenfalls durch das Fahrwerk zusammen.

$$C_{D_P} = C_{D_0} + \Delta C_{D_{flap}} + \Delta C_{D_{slat}} + \Delta C_{D_{gear}}$$

$$\tag{2.12}$$

Formelzeichen	Wert	Bemerkung
$\overline{C_{D_0}}$	0,02	-
$\Delta C_{D_{flap}}$	für $C_L = 1,3$: Klappen 15°	$C_{D_{flap}} = 0.01$
	für $C_L = 1.5$: Klappen 25°	$C_{D_{flap}} = 0.02$
	für $C_L = 1,7$: Klappen 35°	$C_{D_{flap}} = 0.03$
$\Delta C_{D_{slat}}$	-	vernachlässigbar
$\Delta C_{D_{gear}}$	0,015	sofern Fahrwerk ausgefahren

Tabelle 2.1: Ermittlung der Zusatzwiderstände für C_{D_P} nach Scholz [2]

 \Rightarrow Der Nullwiderstandsbeiwert beträgt $C_{D_0} = 0.02$.

- ⇒ Der Widerstandsbeiwert $C_{D_{flap}}$ ist abhängig von der Klappenstellung und damit vom Auftriebsbeiwert in der jeweiligen Konfiguration. Für den Auftriebsbeiwert im 2. Segment $(C_L = 1,56)$ ergibt sich nach Interpolation demnach ein Wert für $C_{D_{flap}} = 0,014$.
- \Rightarrow Der Widerstandsbeiwert für $\Delta C_{D_{slat}}$ ist vernachlässigbar.
- ⇒ Da das Fahrwerk nicht ausgefahren ist, entfällt ebenfalls der Widerstandsbeiwert des Fahrwerkes $\Delta C_{D_{gear}}$.

Dies führt zu einem Profilwiderstandsbeiwert von

$$C_{D_P} = C_{D_0} + \Delta C_{D_{flap}} + \Delta C_{D_{slat}} = 4.28 \cdot 10^{-2}$$

Mit dem errechneten Profilwiderstandsbeiwert lässt sich mit Gl. (2.9) die Gleitzahl für das 2. Segment bestimmen:

$$E_{TO} = 10,22$$

Mit der Gleitzahl kann nun der minimale Wert für das Schub-Gewichtsverhältnis bestimmt werden.

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{N}{N-1}\right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin\gamma\right)$$
(2.13)

wobe
iNdie Anzahl der installierten Treibwerke entspricht. Mit den Ergebnissen erhält man nach Gl. (2.13) dem
nach

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0,244$$

2.4 Steigrate beim Durchstartmanöver

Der Rechengang zum Durchstartmanöver ist sehr ähnlich dem Rechengang zum 2. Segment. In JAR 25.121 wird für Flugzeuge mit zwei Triebwerken diesmal gefordert, dass bei ausgefallenem Triebwerk ein Durchstartmanöver mit einem Steiggradienten von mindestens 2,1% möglich ist, was nach Gl. (2.8) auf den erforderlichen Bahnneigungswinkel von $\gamma = 0,020997$ rad führt.

Der Auftriebsbeiwert beim Durchstarten beträgt:

$$C_{L,L} = \frac{C_{L,\max,L}}{1,69} = 1,66 \tag{2.14}$$

Bei der Abschätzung der Gleitzahl muss nach FAR Part 25 hier beachtet werde, dass das Fahrwerk beim Durchstarten ausgefahren ist, was eine Erhöhung des Profilwiderstandsbeiwerts C_{D_P} zur

Folge hat. Der bereits in Gl. (2.12) berechnete Profilwiderstandsbeiwert wird mit dem $\Delta C_{D_{gear}}$ aufsummiert, was zu einem vergrößertem Profilwiderstandsbeiwert führt.

$$C_{D_P} = C_{D_0} + \Delta C_{D_{flap}} + \Delta C_{D_{slat}} + \Delta C_{D_{gear}} = 6,28 \cdot 10^{-2}$$

Die Flügelstreckung und Oswald-Faktor bleiben gegenüber dem 2. Segment unverändert, so dass die Gleitzahl beim Durchstarten nach Gl. (2.9) ermittelt werden kann.

$$E_L = 8,76$$

Für das Durchstartmanöver lautet die Gleichung zur Bestimmung des Minimalwertes des Schub-Gewichtsverhältnisses:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{N}{N-1}\right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin\gamma\right) \cdot \frac{m_L}{m_{MTO}}$$
(2.15)

Mit dem Verhältnis $m_{ML}/m_{MTO} = 0.89$ ergibt sich ein Mindest-Schub-Gewichtsverhältnis von

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0,208$$

2.5 Reiseflug

Im Reiseflug werden die Flächenbelastung und das Schub-Gewichtsverhältnis getrennt voneinander bestimmt, wobei davon ausgegangen wird, dass das Flugzeug die gewählte Reiseflugzahl im stationären Geradeausflug erreicht. Da es nicht möglich ist, das Schub-Gewichtsverhältnis als Funktion der Flächenbelastung zu berechnen, werden beide Parameter als Funktion der Flughöhe berechnet. Der Zusammenhang zwischen der Flächenbelastung und dem Schub-Gewichtsverhältnis ergibt sich über die gemeinsame Flughöhe.

2.5.1 Schub-Gewichtsverhältnis

Das Schub-Gewichtsverhältnis ergibt sich zu

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR}/T_{TO}) \cdot L/D}$$
(2.16)

Für das Verhältnis aus Reiseschub zu Startschub gilt:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = (0,0013\,\mu - 0,0397)\,\frac{1}{km} \cdot h_{cr} - 0,0248\,\mu + 0,7125 \tag{2.17}$$

bei einer Reiseflughöhe von $h_{cr} = 14751$ m und einem Nebenstromverhältnisses von $\mu = 5$.

Die maximale Gleitzahl im Reiseflug nach Raymer lässt sich bestimmen durch:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = k_e \cdot \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_W}} \tag{2.18}$$

Der Parameter k_e ist hier ein Erfahrungswert nach Raymer, für den $k_e = 15,8$ angesetzt wird. Für das Verhältnis von benetzter Oberfläche zu Flügelfläche wird nach Bild 2.2 ein Wert von $S_{wet}/S_W = 6,2$ gewählt, sodass sich mit Gl. (2.19) für die Gleitzahl im Reiseflug ein Wert von

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = E_{max} = 20,12 \tag{2.19}$$

ergibt. Der zugehörige Auftriebsbeiwert bei maximaler Gleitzahl bzw. minimalem Widerstand lautet:

$$C_{L,md} = \frac{\pi A e}{2E_{max}} = 0,67$$
(2.20)

Das Auftriebsverhältnis $C_L/C_{L,md}$ wird durch das Verhältnis der Reisegeschwindigkeit zur Geschwindigkeit des geringsten Widerstandes bestimmt.

$$\frac{C_L}{C_{L,md}} = \frac{1}{(V/V_{md})^2}$$
(2.21)

Daraus kann der Schließlich der Auftriebsbeiwert im Reiseflug bestimmt werden:

$$C_L = C_{L,CR} = \frac{C_{L,md}}{(V/V_{md})^2} = 0,65$$
(2.22)



Bild 2.2: Flugzeugformen und benetzte Oberfläche nach Scholz [2]

2.5.2 Flächenbelastung

Schließlich muss noch die Flächenbelastung als Funktion vom Auftriebsbeiwert, Machzahl und Luftdruck bestimmt werden. Daraus folgt:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_{L_{CR}} \cdot M_{CR}^2}{g} \cdot \frac{\gamma}{2} \cdot p(h)$$
(2.23)

Für den Isentropenexponent gilt $\gamma = 1,4$. Der Druck P(h) hängt von der Flugzeughöhe ab und wird aus der Standardatmosphäre ermittelt. In einer Höhe von 0 bis 11 km gilt:

$$p(h) = p_0 \cdot (1 - 0.02556 \cdot h)^{5,256}$$
(2.24)

und in einer Höhe ab 11 km bis 20 km gilt:

$$p(h) = 22632 \, Pa \cdot e^{-0.1577 \, km^{-1} \cdot (h-11 \, km)} \tag{2.25}$$

Die Ergebnisse der Schub-Gewichtsverhältnisse, dem Verhältnis von Reiseschub zu Startschub und der Flächenbelastungen sind in Tabelle 2.2 aufgelistet.

Flughöhe	Druck	relativer Schub	Schub- Gewichtsverhältnis	Flächenbelastung
h [<i>km</i>]	$p(h) \ [Pa]$	T_{CR}/T_{TO}	$T_{TO}/(m_{MTO}\cdot g)$	$\frac{m_{MTO}/S_W}{[\rm kg/m^2]}$
0	101325	0,589	$0,\!085$	3469
1	89873	0,555	0,090	3077
2	79493	0,522	0,095	2722
3	70105	$0,\!489$	$0,\!102$	2400
4	61636	$0,\!456$	$0,\!109$	2110
5	54015	0,423	$0,\!118$	1849
6	47176	0,389	$0,\!128$	1615
7	41056	0,356	$0,\!140$	1406
8	35595	0,323	$0,\!154$	1219
9	30737	$0,\!290$	$0,\!172$	1052
10	26431	0,257	$0,\!194$	905
11	22627	0,223	0,223	775
12	19316	$0,\!190$	0,262	661
13	16498	$0,\!157$	$0,\!317$	565
14	14091	$0,\!124$	$0,\!402$	482
15	12035	0,091	$0,\!550$	412

Tabelle 2.2: Ergebnisse für Reiseflugbedingungen

2.5.3 Entwurfsdiagramm

Mit den bisherigen Dimensionierungsergebnissen kann nachfolgend das Entwurfsdiagramm erstellt werden, in dem der geeignete Entwurfspunkt festgelegt werden kann. Der Auslegungspunkt stellt das optimale Verhältnis zwischen der Flächenbelastung und dem Schub-Gewichtsverhältnis des Flugzeugs dar.



Bild 2.3: Entwurfsdiagramm

Flächenbelastung:

$$m_{MTO}/S_W = 678,70 \, \frac{kg}{m^2}$$

Schub-Gewichtsverhältnis:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.257$$

2.5.4 Reiseflughöhe

Der nächste Schritt ist die Bestimmung der Reiseflughöhe. Dazu muss zunächst das Verhältnis von Reiseflug- zu Startschub ermittelt werden.

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{(m_{MTO} \cdot g)} \cdot g \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{\max}}$$
(2.26)

Die Reiseflughöhe ergibt sich nun durch Umstellen der Gl. (2.17) zu

$$h_{CR} = \frac{T_{CR}/T_{TO} + 0.0248\mu - 0.7125}{0.0013\mu - 0.0397} \, km = 11.90 \, km \tag{2.27}$$

Der Reiseflug findet demnach in der Stratosphäre bei einer Temperatur von $\vartheta_{CR} = 216,65$ K und einer Schallgeschwindigkeit von $a_{CR} = 295,11$ m/s statt, woraus sich eine Reisefluggeschwindigkeit von

$$V_{CR} = M_{CR} \cdot a_{CR} = 254 \,\frac{m}{s} \tag{2.28}$$

ergibt.

2.6 Bestimmung der Entwurfsparameter

Mit der Flächenbelastung und dem Schub-Gewichtsverhältnis aus dem Entwurfsdiagramm werden die Entwurfsparameter, wie Schub, Massen und Flügelfläche bestimmt.

2.6.1 Betriebsleermassenanteil

Für das Verhältnis von Betriebsleermasse zu maximaler Startmasse kann mit Hilfe der einer statistischen Gleichung nach Loftin und dem ermittelten Schub-Gewichtsverhältnis folgender Wert berechnet werden.

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0.23 + 1.04 \cdot \frac{T_{TO}}{(m_{MTO} \cdot g)} = 0.497$$
(2.29)

2.6.2 Kraftstoffanteil

Um das Kraftstoffverhältnis zu bestimmen, muss zuerst der Kraftstoffanteil der einzelnen Flugphasen bestimmt werden. Dabei wird der gesamte Flug in einzelne Flugphasen unterteilt. Die Flugphasen bestehen aus dem Triebwerksstart und -Warmlauf (1), Rollen (2), Start (3), Steigflug (4), Reiseflug (5), Warteschleife (6), Sinkflug (7) sowie der Landung (8). Über die Nummer der Flugphase wird die Masse an ihrem Beginn angegeben. Die einzelnen Phasen werden exemplarisch in Bild 2.4 & 2.5 dargestellt.



Bild 2.4: Flugphasen nach Scholz [2]



Bild 2.5: Flugphasen inklusive "missed approach" nach Scholz [2]

Mit Gl. (2.30) werden die Massenverhältnisse von einzelnen Flugphasen multipliziert und das Produkt aller Flugphasen wird "mission fuel fraction" M_{ff} genannt. Die Flugphasen 1 und 2 bleiben bei Ermittlung der maximalen Startmasse unberücksichtigt. Für die Flugphasen 3, 4, 7 und 8 werden die Massenverhältnisse für Transport-Jet dem Bild 2.4 entnommen.

$$M_{ff} = \frac{m_9}{m_8} \cdot \frac{m_8}{m_7} \cdot \frac{m_7}{m_6} \cdot \frac{m_6}{m_5} \cdot \frac{m_5}{m_4} \cdot \frac{m_4}{m_3} = \frac{m_9}{m_3}$$
(2.30)

		-	-			
	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
Mission						
Phase No.	1	2	3	4	7	8
Airplane Type:						
1. Homebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995
2. Single Engine	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993
3. Twin Engine	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992
 Agricultural 	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.998
5. Business Jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992
Regional TBP's	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995
7. Transport Jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
8. Military Trainers	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995
9. Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995
10. Mil.Patrol, Bomb, Transport	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990
12. Supersonic Cruise	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992
Notes: 1. The numbe 2. There is a so dictat fractions	rs in this no substitu es, the rea suggested	table are te for co der shoul in this t	based on ex mmon sense! d substitute able.	xperience or If and when e other value	on judgment common sens es for the	5. Se

Bild 2.6: "Mission segment mass fractions" nach Scholz [2]

Die Masseverhältnisse für den Reiseflug und den Warteflug sind nach Breguet'schen Reichweitenformel zu bestimmen. Für den Reiseflug eines Jets lautetet der Reichweitenfaktor

$$B_s = \frac{(L/D)_{\rm CR} \cdot V_{CR}}{c \cdot g} \tag{2.31}$$

Mit den bereits bekannten Werten für Gleitzahl und Reisefluggeschwindigkeit ergibt sich mit einem nach Raymer angenommenen Wert für den schubspezifischen Kraftstoffverbrauch (SFC) von $c = 1.42 \cdot 10^{-5}$ kg/Ns der Reichweitenfaktor zu

$$B_s = 3,25 \cdot 10^7 \, m$$

Für das Massenverhältnis im Reiseflug gilt:

$$M_{ff_{CR}} = e^{-\frac{R}{B_s}} = 0,770 \tag{2.32}$$

mit der Euler'sche Zahl e = 2,7183. Für das Massenverhältnis für die erforderliche Reserveflugstrecke gilt:

$$M_{ff_{RES}} = e^{-\frac{R_{res}}{B_s}} = 0,976 \tag{2.33}$$

Dabei muss die Reserveflugstrecke unter der nach FAR Part 121 für Langstreckenflugzeuge geforderten internationalen Reserve liegen. Die Reserven sind in Tabelle 2.3 aufgelistet.

Tabelle 2.3: Bedingungen für die Reserveflugstrecke nach Scholz [2]

Für domestic reserves [FAR Part 121]	$R_{\rm res} = R_a = 200 \ {\rm NM}$
Für international reserves [FAR Part 121]	$R_{\rm res} = 0.1 \cdot R + R_a$
Für international reserves nach überlicher Auslegung	$R_{\rm res} = 0.05 \cdot R + R_a$

Für das Massenverhältnis im Warteflug gilt:

$$M_{ff_{\rm LOI}} = e^{-\frac{t}{B_t}} = 0,986 \tag{2.34}$$

wobei t die erforderliche Flugzeit ist, die nach FAR Part 121 für internationale Reserven mit t = 1800 s festgelegt ist. Der Zeitfaktor B_t ergibt sich aus

$$B_t = \frac{B_s}{V_{\rm CR}} = 1,28 \cdot 10^7 \, s \tag{2.35}$$

Es folgt die Berechnung der Masseverhältnisse für den Standardflug und für den Flug mit Reserven:

"Mission fuel fraction" für den Standardflug:

$$M_{ff,std} = M_{ff,TO} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,CR} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,L}$$
(2.36)

"Mission fuel fraction" mit den vorgesehenen Reserven:

$$M_{ff,res} = M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,RES} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,LOI}$$
(2.37)

In den nachfolgenden Tabellen 2.4 - 2.5 sind jeweiligen Kraftstoffmassenanteile dargestellt.

Massenverhältnis	Flugphase	Wert
$M_{ff,TO} \ (m4/m3)$	take off	$0,\!995$
$M_{ff,CLB} \ (m5/m4)$	climb	$0,\!980$
$M_{ff,CR} \ (m6/m5)$	cruise	0,770
$M_{ff,DES} \ (m8/m7)$	descend	0,990
$M_{ff,L} \ (m9/m8)$	landing	$0,\!992$
Mff,std	fuel fraction, standard flight	0,738

 Tabelle 2.4:
 Kraftstoffmassenanteile vom Standardflug

 Tabelle 2.5:
 Kraftstoffmassenanteile einschließlich Reserven

Massenverhältnis	Flugphase	Wert
$M_{ff,LOI} \ (m7/m6)$	loiter	0,986
$M_{ff,CLB} \ (m5/m4)$	climb (missed approach)	$0,\!980$
$M_{ff,RES}$	fuel fraction, extra distance	$0,\!976$
$M_{ff,DES} \ (m8/m7)$	descend (missed approach)	0,990
$M_{ff,res}$	fuel fraction, all reserves	0,934

Daraus ergibt sich eine "Mission fuel fraction" von

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} = 0,689 \tag{2.38}$$

Eingesetzt führt dies zu einem Kraftstoffanteil von

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff} = 0,311 \tag{2.39}$$

2.6.3 Nutzlast

Die maximale Nutzlast setzt sich zusammen aus der Masse der Passagieren und Frachtmasse. Die Anzahl der Sitze und die Frachtmasse können aus den TLARs und aus statistischen Werten nach Roskam I entnommen werden. Die Frachtmasse liegt bei $m_{cargo} = 21917$ kg. Die Massen der Passagiere sind aus Tabelle 2.6 zu entnehmen.

$$m_{MPL} = m_{PAX} \cdot n_{seat} \cdot m_{cargo} = 46000 \,\mathrm{kg} \tag{2.40}$$

Tabelle 2.6: Die durchschnittlichen Massen von Passagieren und Gepäck [2]

	kurz- und Mittelstrecke	Langstrecke
Masse eines Passagiers	$79,40~\mathrm{kg}$	79,40 kg
Masse des Gepäcks eines Passagiers	$13,\!60~\mathrm{kg}$	18,10 kg
Σ Summe	$93,00 \mathrm{~kg}$	97,50 kg

2.6.4 Berechnung von Massen, Startschub und Flügelfläche

Zur Ermittlung der maximalen Startmasse muss die maximale Nutzlast, welche als Entwurfsparameter festgelegt ist, die Kraftstoffmasse und die Betriebsleermasse bestimmt werden.

$$m_{MTO} = m_{MPL} + m_F + m_{OE} \tag{2.41}$$

Nach Umformen der Gl. (2.41) und einsetzen der Verhältnisse ergibt sich eine maximale Startmasse von

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = 240212,38 \, kg \tag{2.42}$$

Daraus können der Startschub und die Flügelfläche mit den Daten aus dem Entwurfsdiagramm berechnet werden.

$$T_{\rm TO} = m_{\rm MTO} \cdot g \cdot \left(\frac{T_{\rm TO}}{m_{\rm MTO} \cdot g}\right) = 605611,53\,N \tag{2.43}$$

$$S_W = m_{\rm MTO} \cdot \frac{S_W}{m_{\rm MTO}} = 353,93 \, m^2$$
 (2.44)

Die Kraftstoffmasse beträgt somit

$$m_F = m_{MTO} \cdot \frac{m_F}{m_{MTO}} = 74760,07 \, kg$$
 (2.45)

Die Betriebsleermasse kann aus dem Verhältnis von Gl. (2.29) und der maximalen Startmasse bestimmt werden.

$$m_{OE} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 119452,55 \, kg$$
 (2.46)

2.7 Überprüfung der maximalen Landemasse

Nachdem die fünf Flugphasen untersucht und alle relevanten Massen bestimmt wurden, ist zu prüfen, ob das Verhältnis der Landemasse zur Startmasse nicht größer ist als das angenommene bzw. das geforderte Verhältnis der Landemasse zur Startmasse. Die maximale Landemasse muss mindestens eine Landung des voll beladenen Flugzeugs plus Reservekraftstoff erlauben.

Die maximale Leertankmasse:

$$m_{MZF} = m_{OE} + m_{MPL} = 165452,31 \, kg \tag{2.47}$$

Die Masse des Reservekraftstoffes:

$$m_{F,res} = m_{MTO} \cdot (1 - M_{ff,res}) = 15955,21 \, kg \tag{2.48}$$

<u>Die maximale Landemasse</u>:

$$m_L = m_{MPL} + m_{OE} + m_{F,res} = 184963,53 \, kg \tag{2.49}$$

Überprüfung der Annahme:

$$m_{ML} \ge m_{MZF} + m_{F,res} \tag{2.50}$$

 $184963,\!53\,kg \geq 181407,\!52\,kg$

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass die Dimensionierung erfolgreich verlaufen ist.

2.8 Vergleich der Dimensionierungsergebnisse mit dem Referenzflugzeug

Die Tabelle 2.7 enthält eine Zusammenstellung der erzielten Entwurfsergebnisse im direkten Vergleich mit den Referenzwerten des A330-200.

Bezeichnung	Formelzeichen	Entwurfsergebnis	TLARs	$\Delta\%$ Abweichung
Max Startmasse	$m_{ m TO}$	$240212~\mathrm{kg}$	$242000~\mathrm{kg}$	0,74 %
Max Landemasse	$m_{ m ML}$	$184964~\mathrm{kg}$	$182000~\mathrm{kg}$	$2{,}68~\%$
Betriebsleermasse	$m_{ m OE}$	$119453~\mathrm{kg}$	$124000~\rm kg$	$3,\!81~\%$
Kraftstoffmasse	m_F	$74760 \ \mathrm{kg}$	$76000 \ \mathrm{kg}$	$3{,}69~\%$
Max Leertankmasse	m_{MZF}	$165452~\mathrm{kg}$	$166000~\rm kg$	2,75~%
Startschub	T_{TO}	$605612 \ {\rm N}$	622752 N	2,75~%
Flügelfläche	S_W	354 m^2	361,6 m^2	$2{,}17~\%$

Tabelle 2.7: Abweichungen der Entwurfsergebnisse mit den TLARs

Die ermittelten Abweichungen liegen mit einem Wert von unter 4 % auf einem sehr zufriedenstellenden Niveau. Jedoch ist an dieser Stelle zu berücksichtigen, dass die ermittelten statistischen Werte lediglich Näherungswerte darstellen und in der Regel eine gewisse Fehlerabweichung zum tatsächlichen Wert aufweisen. Bei der Berechnung wurden hauptsächlich theoretische (statistische) Werte verwendet.

3 Rumpfauslegung

Die Rumpfauslegung erfolgt mit dem Tabellenkalkulationsprogramm "PreSTo-Cabin".

 \Rightarrow https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/PreSTo.html

3.1 Rumpfquerschnitt

Für den Rumpf ist ein kreisförmiger Rumpfquerschnitt vorgesehen, der die Festigkeitsanforderungen einer aufgrund der Flughöhe erforderlichen Druckkabine am besten erfüllen kann.

Zunächst wird der nach Roskam III optimale Schlankheitsgrad von $\lambda_F = 8$ angestrebt. Mit dem Kehrwert des Schlankheitsgrades ergibt sich

$$\frac{1}{\lambda_F} = 0.125\tag{3.1}$$

und der Passagierzahl von $n_{PAX} = 244$ ergibt sich nach Bild 3.1 eine Sitzanzahl von $n_{SA} = 8$ Sitzen pro Reihe.



Bild 3.1: Anzahl der Sitze pro Reihe als Funktion der Passagierzahl nach Scholz [2]

Näherungsweise kann die Anzahl der Sitze pro Reihe auch mit der Gleichung:

$$n_{SA} = 0.45 \cdot \sqrt{n_{PAX}} \approx 7.00 \tag{3.2}$$

bestimmt werden. Nach JAR 25.817 sind für einen Wert $n_{SA} \ge 5$ zwei Gänge vorzusehen. Entsprechend wird nach Gl. (3.2) zwei Gänge vorgesehen.

Um eine hohe Passagierzahl und einen angemessenen Passagierkomfort zu gewährleisten, wird sich an den Airbus-Standards orientiert [Bild 3.2]. Für eine Zweierbank mit Armlehnen wird ein Wert von 44 in und für eine Viererbank mit Armlehnen ein Wert von 86 in angesetzt. In der Business Class wird ein etwas größerer Zweiersitz mit Rückenlehne mit 54 in festgelegt.

Die Gangbreite für die Economy Class beträgt $w_{aisle,YC} = 20$ in, wodurch auch die Mindestanforderungen in JAR 25,815 erfüllt werden. Aus Komfortzwecken wird eine etwas höhere Gangbreite für die Business von $w_{aisle,BC} = 23$ in gewählt.



Bild 3.2: Typische Konfiguration einer Innenraumgestaltung der A330-200 [3]

Wird berücksichtigt, dass zwischen Außensitz und Kabinenwand ein Abstand von 0,025 m vorliegt [Bild. 3.3], erhält man einen Rumpfinnendurchmesser von

$$d_{F,I} = (86 + 2 \cdot 44 + 2 \cdot 20) in \cdot 0.0254 \frac{m}{in} + 2 \cdot 0.025 m = 5.49 m$$
(3.3)

Mit folgender empirisch gewonnener Gleichung nach Marckwardt kann vom Innen- auf den Außendurchmesser geschlossen werden:

$$d_{F,0} = d_F = 0,084 \, m + 1,045 \cdot d_{F,I} = 5,82 \, m \tag{3.4}$$

Folglich ergibt sich eine Wanddicke des Rumpfes (links und rechts) von

$$\Delta d = (d_{F,0} - d_{F,I}) = 0,33\,m\tag{3.5}$$

Die Ergebnisse des Innendurchmessers als auch der Außendurchmesser des Rumpfes liegen dicht an den Airbus Werten, was die gültig der Näherungsgleichungen unterstreicht. Für den Weiteren

Um eine nach Raymer ausreichende Ganghöhe von $h_{aisle} = 79$ in zu gewährleisten, wird der Kabinenboden unterhalb der Mittellinie des Querschnittes angeordnet. Eine Absenkung von $\Delta h = 0.375$ m ist liefert dabei zufrieden stellende Werte.



Nach Schmitt liegt die benötigte Fußbodendicke bei

$$t_{floor} = 0.035 \cdot d_{F,O} = 0.198 \, m \tag{3.6}$$

Bild 3.3: Maße von Passagier, Sitzen, Kabine & Frachtraum nach Scholz [2]

Bevor mit der Erstellung des Rumpfquerschnitts begonnen werden kann, müssen die Kabinenbodenbreite, Höhe der Türschwelle, die Frachtraumbreite und die Frachtraumhöhe bestimmt werden.

Kabinenbodenbreite:

$$b_{\text{cabin,floor}} = 2 \cdot \sqrt{\left(\frac{d_{F,I}}{2}\right)^2 - (\Delta h)^2} = 5,44 \, m$$
 (3.7)

Höhe der Türschwelle:

$$h_{\rm door} = \frac{d_{F,O}}{2} - \Delta h = 2,53 \, m$$
 (3.8)

Frachtraumbreite:

$$b_{\text{cargo,floor}} = 2 \cdot \sqrt{\left(\frac{d_{F,I}}{2}\right)^2 - (\Delta h + d_{\text{floor}})^2} = 5,36 \, m$$
 (3.9)

Frachtraumhöhe:

$$h_{\text{floor}} = \frac{d_{\text{F,I}}}{2} - (\Delta h - d_{\text{floor}}) = 2,17 \, m$$
 (3.10)

Folglich kann der Rumpfquerschnitt der Economy und Business Class erstellt werden. Zudem ist eine tabellarische Zusammenstellung der gewählten Auslegungsparameter für die Economy & Business Class beigefügt.



Bild 3.4: Rumpfquerschnitt der Economy Class, erstellt mit PreSTo-Cabin

Parameter	Formelzeichen	Entwurfsergebnis [in]	Entwurfsergebnis [m]	
Außendurchmesser	$d_{ m F,O}$	229 in	5,82 m	
Innendurchmesser	$d_{ m F,I}$	216 in	$5{,}49~\mathrm{m}$	
Rumpfhautdicke	Δd	13 in	0,33 m	
Höhendifferenz	Δh	15 in	$0,38 \mathrm{~m}$	
Dicke Flurboden	d_{floor}	8 in	0,19 m	
Kabinenbodenbreite	$b_{ m cabin, floor}$	214 in	$5,44 \mathrm{~m}$	
Höhe, Türschwelle	$h_{ m door}$	93 in	$2,53 \mathrm{~m}$	
Frachtraumbreite	$b_{ m cargo, floor}$	211 in	5,36 m	
Frachtraumhöhe	h_{floor}	85 in	$2{,}17~\mathrm{m}$	
Gangbreite	$w_{\rm aisle,YC}$	20 in	0,51 m	
Ganghöhe	h_{aisle}	79 in	2,01 m	
Sitzbreite	$w_{\rm cushion, YC}$	19 in	0,48 m	
Sitzhöhe	$\Delta y_{ m cushion}$	16 in	$0,\!42 \mathrm{~m}$	
Breite Armlehne	$w_{\rm armrest,YC}$	2 in	$0,05 \mathrm{~m}$	
Sitzlänge	$I_{\rm seat,YC}$	23 in	$0,59 \mathrm{~m}$	

Tabelle 3.1: Dimensionierung des Rumpfquerschnitts für die Economy Class (YC)



Bild 3.5: Rumpfquerschnitt der Business Class, erstellt mit PreSTo-Cabin

Parameter	Formelzeichen	Entwurfsergebnis [in]	Entwurfsergebnis [m]	
Außendurchmesser	$d_{ m F,O}$	229 in	5,82 m	
Innendurchmesser	$d_{ m F,I}$	216 in	$5{,}49~\mathrm{m}$	
Rumpfhautdicke	Δd	13 in	0,33 m	
Höhendifferenz	Δh	15 in	$0,38 \mathrm{~m}$	
Dicke Flurboden	d_{floor}	8 in	0,19 m	
Kabinenbodenbreite	$b_{\rm cabin, floor}$	214 in	$5,44 \mathrm{~m}$	
Höhe, Türschwelle	$h_{ m door}$	93 in	$2,53 \mathrm{~m}$	
Frachtraumbreite	$b_{\rm cargo, floor}$	211 in	5,36 m	
Frachtraumhöhe	h_{floor}	85 in	$2{,}17~\mathrm{m}$	
Gangbreite	$w_{\rm aisle,BC}$	24 in	0,61 m	
Ganghöhe	h_{aisle}	79 in	2,01 m	
Sitzbreite	$w_{\rm cushion, BC}$	24 in	0,61 m	
Sitzhöhe	$\Delta y_{ m cushion}$	16 in	$0,42 \mathrm{~m}$	
Breite Armlehne	$w_{\rm arm rest, BC}$	2 in	$0,08 \mathrm{~m}$	
Sitzlänge	$I_{\rm seat,BC}$	30 in	$0,76 \mathrm{~m}$	

Tabelle 3.2: Dimensio	onierung des Rur	npfquerschnitts für	die Economy	Class (YC	;)
-----------------------	------------------	---------------------	-------------	-----------	----
3.2 Kabinenauslegung

Für die Kabinenauslegung werden die insgesamt 244 Sitze in 208 Sitze für die Economy Class und 36 Sitze für die Business Class aufgeteilt. In der Economy Class erfordern die 208 Sitze 26 Reihen mit jeweils 8 Sitzen. In der Business Class sind für die 36 Sitze 6 Reihen mit jeweils 6 Sitzen vorgesehen.

Nach Raymer wird für die Business Class ein Sitzabstand von $P_{\text{length},BC} = 40$ in gewählt. Für die Economy Class wird nur ein Sitzabstand von $P_{\text{length},YC} = 20$ in gewählt. Im Bereich der Notausgänge wird der Sitzabstand vergrößert, um eine angemessene Zugänglichkeit zu gewährleisten.

Parameter	Formelzeichen	Wert
$\overline{\Sigma}$ Passagieranzahl	n_{PAX}	244
Ganganzahl	n_{aisle}	2
Passagieranzahl (YC)	$n_{PAX,YC}$	208
Sitzreihen (YC)	$n_{rows,YC}$	26
Sitzanzahl pro Reihe (YC)	$n_{SA,YC}$	8
Sitzabstand (YC)	$P_{length,YC}$	20 in $(0,51$ m)
Gangbreite (YC)	$w_{\rm aisle,YC}$	20 in $(0,51$ m)
Passagieranzahl (BC)	n _{PAX,BC}	36
Sitzreihen (BC)	$n_{rows,BC}$	6
Sitzanzahl pro Reihe (BC)	$n_{SA,BC}$	6
Sitzabstand (BC)	$P_{length,BC}$	40 in (1,01 m)
Gangbreite (BC)	$w_{ m aisle,BC}$	24 in (0,61 m)

Tabelle 3.3:	Flugzeugparameter	zur Auslegung	der	Kabinenaus	slegung
	0 01	0 0			0 0

Die Kabinenlänge wird zunächst mit dem statistischen Wert $k_{cabin} = 1,10$ m nach Scholz festgelegt, muss aber im Weiteren noch überprüft werden:

$$l_{cabin} = k_{cabin} \cdot \frac{n_{PAX}}{n_{SA}} = 38,34 \, m \tag{3.11}$$

Setzt man die ermittelte Kabinenlänge ins Verhältnis zum Referenzflugzeug, so ergibt sich eine Abweichung von 14,80% (Airbus: $l_{cabin} = 45$ m). Daher wird die Kabinenlänge für die weitere Auslegung mit $l_{cabin} = 45$ m angesetzt.

Sofern $H \neq B$ ist Gl. (3.12) für die Ermittlung von d_{eff} anzuwenden:

$$d_{eff} = \sqrt{H \cdot B} \tag{3.12}$$

Der Nachentwurf hat einen elliptischen Querschnitt [Bild 3.6]. Daher gilt H = B und somit $d_{eff} = d_{F,O}$.



Bild 3.6: Elliptischer Querschnitt des Nachtentwurfs



Bild 3.7: Längemaße des Rumpfes nach Scholz [2]

Somit können die Rumpflänge, Buglänge, Hecklänge und Heckwinkel nach Bild 3.7 berechnet werden.

$$l_F = 1.6 \cdot d_{F,O} + l_{cabin} + 4 m = 58.31 m \tag{3.13}$$

$$l_{Bug} = 1.7 \cdot d_{F,O} = 9.90 \, m \tag{3.14}$$

$$l_{Heck} = 3.5 \cdot d_{F,O} = 20.40 \, m \tag{3.15}$$

$$\psi_{tail} = \arctan\left(\frac{d_{F,O}}{l_{Heck}}\right) = 15,92^{\circ}$$
(3.16)

Beim Vergleich der berechneten Rumpflänge l_F mit der Rumpflänge nach Airbus [3] ergibt sich lediglich eine Abweichung von 1,39% (Airbus: $L_F = 57,51$ m). Dies stellt ein zufriedenstellendes Ergebnis dar, so dass mit dem berechneten Wert für die Rumpflänge fortgefahren werden kann.

Nun kann die vorhandene Kabinenfläche mit der Kabinenlänge bestimmt werden:

$$S_{cabin,vorh} = l_{cabin,vorh} \cdot d_{F,I} = 247,05 \, m^2 \tag{3.17}$$

Im Folgenden ist zu überprüfen, ob die vorhandene Kabinenfläche ausreichend ist.

$$S_{\text{cabin,vorh}} \ge S_{\text{cabin,erf}}$$
? (3.18)

Nach den Kabinenstandards nach Schmitt [Tabelle 3.4] müssen bei insgesamt 244 Passagieren fünf Toiletten für Economy Class und zwei für Business Class im Flugzeug vorhanden sein. Die Bodenfläche, die eine Toilette einnimmt, wird nach statistischen Wert nach Marckwardt $S_{lavatory,stat} = 1,20 \text{ m}^2$ ausgelegt.

$$S_{lavatory} = 7 \cdot S_{lavatory,stat} = 8,40 \, m^2 \tag{3.19}$$

Für die erforderliche Bodenfläche der Küchen wird anhand der Tabelle 3.5 mit einem Erfahrungswert, der im Einsatzgebiet Südatlantik, Fernost, Südafrika $k_{galley} = 41 \text{ m}^2$ beträgt, folgende Fläche benötigt:

$$S_{galley} = k_{galley} \cdot \frac{n_{PAX}}{1000} + \frac{1}{2} m^2 = 10,50 m^2$$
(3.20)

	Kurzstrecke	trecke Mittelstrecke		Langstrecke		ke
	$SR \le 3000 \text{ nm}$	3000 1	nm < MR < 5500 nm	$LR \ge 5500 \text{ nm}$		nm
	YC	FC	YC	FC	BC	YC
Sitze in %	100	8-10	90-92	5-7	18-20	37-77
Sitzabstant [inch]	32	40	32	60	38	32
Sitzlehnenneigung [inch]	5	7,5	5	15	7	5
Sitze (2er Bank)	40	48	40	53	50	40
Kabinenpersonal pro Pax	1/45	1/8	1/35	1/8	1/20	1/35
Toiletten pro Pax	1/60	1/14	1/45	1/14	1/25	1/45
Galley/Trolleys [Tabletts/Pax]	1,7	9	2,3	9	7	2,7
Mantelstauraum [inch/Pax]	Nein	1,5	Nein	1,5	1,5	Nein

 Tabelle 3.4:
 Definition der Kabinenstandards [2]

Tabelle 3.5: Abschätzung der Bodenfläche der Galley nach Scholz [2]

Eisnatzgebiet	$k_{galley} \ [m^2]$
Südatlantik, Fernost, Südafrika	41
Nordatlantik, Nahost	32
Europa	23
Innerdeutsch und Nachbarschaft	16

Für die Fläche einer Garderobe, die aus Gründen des Komforts vorhanden sein soll, ergibt sich ebenfalls nach Marckwardt ein Wert von

$$S_{\text{wardrobe}} = 0.03 \, m^2 \cdot \left(1 - 3 \cdot \frac{n_{\text{aisle}}}{n_{\text{PAX}}}\right) \cdot n_{\text{PAX}} = 7.14 \, m^2 \tag{3.21}$$

Der Gang nimmt folgende Bodenfläche in Anspruch:

 $S_{aisle,YC} = 2 \left(w_{aisle,YC} \cdot l_{cabin} \right) = 45,90 \, m^2 \tag{3.22}$

$$S_{aisle,BC} = 2 \left(w_{aisle,BC} \cdot l_{cabin} \right) = 54,90 \, m^2 \tag{3.23}$$

$$S_{aisle} = w_{aisle,YC} + w_{aisle,BC} = 100,80 \, m^2 \tag{3.24}$$

Durch die Addition der Breiten aller Sitzbänke und des Sitzabstands wird die Sitzfläche berechnet. Zur Bestimmung der Gesamtbreite werden Bild 3.4 und 3.5 herangezogen.

$$S_{\text{seat,YC}} = (86 + 44 + 44) \text{ in } \cdot 0.0254 \, \frac{m}{in} \cdot \left(p_{\text{length,YC}} \cdot \frac{n_{\text{PAX,YC}}}{n_{\text{SA,YC}}} \right) = 68.75 \, m^2 \tag{3.25}$$

$$S_{\text{seat,BC}} = (54 + 54 + 54) \text{ in } \cdot 0.0254 \, \frac{m}{in} \cdot \left(p_{\text{length,BC}} \cdot \frac{n_{\text{PAX,BC}}}{n_{\text{SA,BC}}} \right) = 24.94 \, m^2 \tag{3.26}$$

$$S_{\text{seat}} = S_{\text{seat,YC}} + S_{\text{seat,BC}} = 93,70 \, m^2$$
 (3.27)

Abschließend ist noch die Fläche der Quergänge für den Bereich der Notausgänge abzüglich des Ganganteils zu ermitteln. Für eine grobe Abschätzung werden die Querschnittsabmessungen des Notausgangs Typ A und Typ B für die Flächen der Quergänge verwendet.

$$S_{\text{additional,TypA}} = 3\left[\left(42\,in\cdot0.0254\,\frac{m}{in}\right)\cdot(d_{F,I} - w_{\text{aisle,BC}})\right] = 15.62\,m^2\tag{3.28}$$

$$S_{\text{additional,TypB}} = \left(32\,in\cdot0.0254\,\frac{m}{in}\right)\cdot\left(d_{F,I} - w_{\text{aisle,YC}}\right) = 4.05\,m^2\tag{3.29}$$

$$S_{\text{additional}} = S_{\text{additional,Typ A}} + S_{\text{additional,Typ B}} = 19,67 \, m^2 \tag{3.30}$$

Aus der Summe dieser Einzelflächen ergibt sich die erforderliche Kabinenfläche zu

$$S_{\text{cabin,erf}} = 7 \cdot S_{\text{lavatory}} + S_{\text{galley}} + S_{\text{wardrobe}} + S_{\text{aisle}} + S_{\text{seat}} + S_{\text{additional}} = 240,20 \, m^2 \qquad (3.31)$$

Es ist zu prüfen, ob die mit Gl. (3.31) erforderliche Kabinenfläche mit der vorhandenen Fläche ausreicht.

$$S_{cabin,vorh} > S_{cabin,erf}$$
$$247,05 \,\mathrm{m}^2 > 240,20 \,m^2$$

Die Forderung wird erfüllt, sodass keine Anpassungen erforderlich sind.

Weiterhin müssen noch genügend Sitze für die Flugbegleiter (Flight Attendants) geschaffen werden. Um den Platzbedarf für die Sitze möglichst gering zu halten, werden die Flugbegleitersitze als Klappsitze ausgeführt. Die Sitze werden vorzugsweise in der Nähe der (Not-)Ausgängen angeordnet werden.

Die Mindestanzahl der Flugbegleiter ist in den CS-OPS und FAR Part 91 festgelegt. Je angefangene 50 Passagiere ist mindestens ein Flugbegleiter erforderlich. Bei 244 Passagieren sind somit mindestens 5 Flugbegleiter und dementsprechend mindestens 5 Klappsitze erforderlich.

Abschließend folgt ein erstes Kabinenlayout des Nachtentwurfs, dargestellt in Bild 3.8.



Bild 3.8: Kabinenlayout des Nachentwurfs, erstellt mit PreSTo-Cabin

3.3 Frachtvolumen

Parameter	Formelzeichen	Wert
Maximale Nutzlast	m_{MPL}	46000 kg
Frachtgewicht	m_{cargo}	$22210 \mathrm{~kg}$
Rumpflänge	l_F	$58{,}31~\mathrm{m}$
Passagieranzahl	n_{PAX}	244
Masse pro Passagier	$m_{ m PAX}/n_{ m PAX}$	$79{,}40~\mathrm{kg}$
Gepäckmasse pro Passagier	$m_{ m baggage}/n_{ m PAX}$	$18,10 \mathrm{~kg}$
Volumen Handgepäck	$V_{cargo,compartment}$	$0,05~\mathrm{m}^3$
Faktor Gepäckvolumen	$k_{cargo,compartment}$	$0,\!40$
Dichte der Fracht	$ ho_{cargo}$	160 kg/m^3
Dichte des Gepäck	$ ho_{baggage}$	$170 \ { m kg/m^3}$

Tabelle 3.6: Flugzeugdaten zur Auslegung des Frachtvolumens

Zu Beginn muss das Passagier-, Gepäck- und Frachtgewicht ermittelt werden:

$$m_{\text{PAX}} = \frac{m_{\text{PAX}}}{n_{\text{PAX}}} \cdot n_{\text{PAX}} = 19373,60 \, kg \tag{3.32}$$

$$m_{\text{baggage}} = \frac{m_{\text{baggage}}}{n_{\text{PAX}}} \cdot n_{\text{PAX}} = 4416,40 \, kg \tag{3.33}$$

$$m_{cargo} = m_{MPL} - m_{PAX} - m_{baggage} = 22210 \, kg \tag{3.34}$$

Mit einer Näherung für die Gepäck- und Frachtdichte nach Torenbeek können die erforderlichen Gepäck- und Frachtraumvolumen ermittelt werden:

$$V_{\text{cargo}} = \frac{m_{cargo}}{\rho_{cargo}} = 138,81 \, m^3 \tag{3.35}$$

$$V_{\text{baggage}} = \frac{m_{\text{baggage}}}{\rho_{\text{baggage}}} = 25,98 \, m^3 \tag{3.36}$$

Zusätzlich wird angenommen, dass pro Passagier ein Volumen für Handgepäck in Form von Gepäckfächern (overhead stowage compartments) zur Verfügung steht, was bei einer Passagieranzahl von $n_{PAX} = 244$ ein Volumen von 12,20 m³ ergibt.

$$V_{overhead,stowage} = \frac{V_{overhead,stowage}}{n_{PAX}} \cdot n_{PAX} = 12,20 \, m^3 \tag{3.37}$$

Somit muss die nutzbare Querschnittsfläche des Frachtraumes, gemessen am gezeichneten Rumpfquerschnitt, ermittelt werden.

$$S_{\text{cargo,compartment}} = w_{\text{ld,top}} \cdot h_{\text{ld}} - \left(\frac{w_{\text{ld,top}} - w_{\text{ld,bottom}}}{2}\right)^2 = 6,69 \, m^2 \tag{3.38}$$



Bild 3.9: Querschnittfläche des Frachtvolumens, erstellt mit PreSTo-Cabin

Tabelle 3.7: Standardmaße vom Unit Load Device (LD3) [2]

Parameter	Wert
$w_{ld,top}$	4,11 m
$w_{ld,bottom}$	3,22 m
h_{ld}	$1{,}68~\mathrm{m}$

Für Langstreckenflüge wird ein Wert von $k_{cargo,compartment}=0,55$ gewählt, woraus sich folgendes Frachtraumvolumen ergibt

$$V_{cargo,compartment} = l_F \cdot k_{cargo,compartment} \cdot S_{cargo,compartment} = 214,55 \, m^3 \tag{3.39}$$

Das erforderliche Volumen des Frachtraums ergibt sich aus folgendem Zusammenhang:

$$V_{cargo,compartment} \ge (V_{baggage} + V_{cargo}) - V_{overhead,stowage}$$
(3.40)

$$214,55\,m^3 \ge 152,60\,m^3 \tag{3.41}$$

Dies stellt einen mehr als ausreichenden Wert dar, so dass es nicht problematisch sein wird, den erforderlichen Frachtraum im Rumpf des Flugzeugs zur Verfügung zu stellen.

3.4 Notausgänge

Nach JAR.25.807 sind für Flugzeuge mit einer Passagierzahl von $n_{PAX} = 244$ vier Notausgänge auf jeder Seite des Rumpfes vorgeschrieben.



Bild 3.10: Anzahl und Position der Notausgänge (Emergency Exits) [3]

Type of exit and Location	erlaubte Passagierzahl	Türmaß (b*h)
Type A (Floor-level exit)	110	1,07m*1,83m
Type B (Floor-level exit)	75	0,81m*1,83m
Type C (Floor-level exit)	55	0,76m*1,22m
Type I (Floor-level exit)	45	0,61m*1,22m
Type II (Floor-level/over-wing exit)	40	0,51m*1,12m
Type III (Rectangular opening)	35	$0,51 { m m}^{*}0,91 { m m}$
Type IV (Located over wing)	9	0,48m*0,66m

Tabelle 3.8: Parameter der Notausgänge nach Airbus [3]

Es wird sich an die Spezifikationen des A330-200 [3] orientiert. Vorgesehen ist die Konfiguration A-A-B-A mit 3 Type A (Floor-Level Exit) und 1 Type B (Floor-Level Exit) auf jeder Seite.

Dies ermöglicht den größtmöglichen Komfort und die größtmögliche Sicherheit beim Ein- und Aussteigen der Passagiere. Die beiden vorderen und die hintere Tür werden als Typ A Ausstiege festgelegt. Die Typ-B-Ausstiege befinden sich auf beiden Seiten des Rumpfes oberhalb der Tragflächen.

3.5 Konstruktionswasserlinie

In JAR 25.807(e)(2) wird gefordert, dass im Falle einer Notwasserung die Türschwellen oberhalb der Wasserlinie liegen. Es muss also die Höhe der Wasserlinie ermittelt werden. Bei einer Notwasserung direkt nach dem Start besitzt das Flugzeug noch annähernd die maximale Abflugmasse.

Tabelle	3.9:	Flugzeugdaten	zur	Auslegung	des	Frachtvolumens
1000000	0.0.	1 ragio agaaton		11001080118	acco	recenteroranie

Parameter	Formelzeichen	Wert
Außendurchmesser	$d_{F,0}$	5,82 m
Innendurchmesser	$d_{F,I}$	$5,49 \mathrm{~m}$
Außenradius	$r_{F,O}$	2,91 m
Höhe, Türschwelle	$h_{ m door}$	$2{,}53~\mathrm{m}$
Rumpflänge	l_F	58,31 m
Buglänge	l_{Bug}	9,90 m
Hecklänge	l_{Heck}	20,40 m



Bild 3.11: Auslegung der Konstruktionswasserlinie, erstellt mit PreSTo-Cabin

Die Türschwelle ist auf gleicher Höhe wie der Kabinenboden. Damit darf maximal der rot markierte Anteil des Flugzeuges in Bild 3.11 bei einer Notwasserung unter Wasser liegen.

Es muss also bei einer Dichte des Wassers von $\rho_W \approx 1000 \text{ kg/m}^3$ Wasser ein Volumen von

$$V_{W,erf} = \frac{m_{MTO}}{\rho_W} = 240,21 \, m^3 \tag{3.42}$$

verdrängt werden. Zuerst muss zunächst der Öffnungswinkel ermittelt werden:

$$\phi = 2 \cdot \arccos\left(1 - \frac{h_{door}}{r_{F,0}}\right) = 165,00^{\circ} \tag{3.43}$$

Dadurch ergibt sich eine Kreisbogenabschnittslänge von

$$s = 2 \cdot r_{F,0} \cdot \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) = 5,77 \, m \tag{3.44}$$

Bevor das verdrängte Wasservolumen ermittelt werden kann, muss noch die Kressemegmentfläche berechnet werden:

$$S_{\text{Section}} = \frac{1}{2} \cdot r_{F,0}^{2} \left[\left(\phi \cdot \frac{\pi}{180^{\circ}} \right) - \sin \phi \right] = 11,10 \, m^{2} \tag{3.45}$$

Die errechnete Kreissegmentfläche würde demnach bei einer Notlandung im Wasser unterhalb der Wasseroberfläche liegen. Das insgesamt verdrängte Wasservolumen wird durch die Multiplikation der Rumpflänge, Der zylindrische Teil des Rumpfes, ermittelt.

Der zylindrische Teil des Rumpfes ergibt sich aus

$$l_{Zyl} = l_F - l_{Bug} - l_{Heck} = 28,01 \, m \tag{3.46}$$

Dadurch ergibt sich ein verdrängtes Volumen des zylindrische Anteil von

$$V_{Zyl} = S_{\text{Section}} \cdot l_{Zyl} = 310,91 \, m^3 \tag{3.47}$$

Das Bugvolumen bzgl. einer Notwasserung wird vereinfacht für einen Kegel berechnet. Das tatsächliche Volumen ist somit höher. Der Zylindrische Rumpfteil alleine ist nicht ausreichend, daher muss das zusätzliche Bugvolumen die Diskrepanz kompensieren. Wenn das zusätzliche Bugvolumen nicht ausreichte, müsste das Bugvolumen genauer erfasst werden oder der Entwurf angepasst werden.

$$V_{Bug} = l_{Bug} \cdot \frac{(h_{door})^2 \cdot \pi}{3} = 66,36 \, m^3 \tag{3.48}$$

Dadurch kann das Gesamte verdrängte Wasservolumen berechnet werden.

$$V_{vorh} = V_{Zyl} + V_{Bug} = 303,29 \,m^3 \tag{3.49}$$

Schlussendlich erfolgt die Überprüfung, ob das erforderliche verdrängte Wasservolumen erreicht wird.

$$V_{vorh} = 377,27 \,\mathrm{m}^3 \ge V_{W,erf} = 240,21 \,m^3$$
 (3.50)

Mit dem Volumen des Rumpfhecks als Reserve verdrängt das Flugzeug also genügend Wasser, um die Forderungen im Falle einer Notwasserung nach JAR 25.807(e)(2) zu erfüllen.

4 Flügelauslegung

Der Nachentwurf soll entsprechend dem Referenzflugzeug mit einem nach hinten gepfeilten Dreifachtrapezflügel ausgeführt werden. Aus den Anforderungen und der Dimensionierung sind folgende Daten für den Flügel bereits bekannt:

Parameter	Formelzeichen	Wert
Flügelfläche	S_W	$361,60 \text{ m}^2$
Streckung	A	$10,\!05$
Spannweite	b	$60,30 \mathrm{\ m}$
Auftriebsbeiwert im Reiseflug	$C_{L_{CR}}$	0,65
Reiseflugmachzahl	M_{CR}	0,86

Tabelle 4.1	Flugzeugdaten z	ur Flügelauslegung
-------------	-----------------	--------------------

4.1 Flügelpfeilung

Die Flügelpfeilung erhöht die kritische Machzahl, wodurch der Bereich des Widerstandsanstiegs zu höheren Flugmachzahlen verschoben wird. Damit ist die angegebene Reiseflugmachzahl maßgeblich für die Wahl der Flügelpfeilung. Nach Scholz kann die Flügelpfeilung wie folgt ermittelt werden:

$$\varphi_{W,25} = 39.3^{\circ} \cdot M_{CR}^2 = 29.07^{\circ} \tag{4.1}$$

4.2 Geometrie des Dreifachtrapezflügel

In diesem Abschnitt werden die für die nachfolgenden Kapitel erforderlichen Berechnungsparameter ermittelt. So wird die Flügelfläche des Dreifachtrapezflügels aus Messungen der Dreiseitenansicht gemäß den Angaben in den Technischen Spezifikationen [3] ermittelt und mit der Flügelfläche aus den TLAR verglichen.

Parameter	Formelzeichen	Wert
Rumpfdurchmesser	d_F	5,82 m
Flügelwurzel, Rumpf	c_r	11,40 m
Flügel/Rumpfanschluß	c_{r_f}	$10,56 \mathrm{~m}$
Profiltiefe, Innen	c_k	$7{,}73~\mathrm{m}$
Profiltiefe, Außen	c_{k_o}	$4,42 \mathrm{~m}$
Flügelspitze	c_t	$2{,}46~\mathrm{m}$
Spannweite	b	60,30 m
Knickspannweite, Innen	y_k	8,28 m
Knickspannweite, Außen	y_{k_o}	$19{,}32~\mathrm{m}$
Halbe Spannweite	b/2	$30,15 \mathrm{~m}$

Tabelle 4.2: Geometriedaten des Dreifachtrapezflügels



Bild 4.1: Draufsicht des A330-200 [3]



Bild 4.2: Vorderansicht des A330-200 [3]

Zur Bestimmung der Referenzflügelfläche eines Dreifachtrapezflügels wird die Flügelfläche in mehrere geometrische Hilfsflächen S_1 , S_2 , S_3 und S_4 unterteilt, die getrennt berechnet und



anschließend addiert werden. Die Hilfsflächen sind in Bild 4.3 dargestellt.

Bild 4.3: Definition des Dreifachtrapezflügel nach Airbus; nach Scholz [2]

Referenzflügelfläche:

$$S_{ref} = 2 \cdot (S_1 + S_2 + S_3 + S_4) \tag{4.2}$$

Hilfsfläche S_1 :

$$S_1 = \left(\frac{c_t + c_{k_o}}{2}\right) \cdot \left(\frac{b}{2} - y_{k_o}\right) = 37,23 \, m^2 \tag{4.3}$$

Hilfsfläche S_2 :

$$S_2 = \left(\frac{c_{k_o} + c_k}{2}\right) \cdot (y_{k_o} - y_k) = 67,03 \, m^2 \tag{4.4}$$

Hilfsfläche S_3 :

$$S_3 = \left(\frac{c_k + c_{r_f}}{2}\right) \cdot \left(y_k - \frac{d_F}{2}\right) = 49,11 \, m^2 \tag{4.5}$$

Hilfsfläche S_4 :

$$S_4 = c_{r_f} \cdot \frac{d_F}{2} = 30,73 \, m^2 \tag{4.6}$$

Setzt man die Einzelteilflächen in Gl. (4.2) für Referenzflügelfläche ein so erhält man:

$$S_{ref} = 2 \cdot (S_1 + S_2 + S_3 + S_4) = 368,20 \, m^2 \tag{4.7}$$

Dies entspricht einer Abweichung von 1,8% gegenüber der Flügelfläche nach den TLARs, was eine akzeptable Abweichung darstellt. Somit stellen die gemessenen Parameter der Dreiseitenansicht eine solide Grundlage für die weiteren Berechnungen dar. Für den weiteren Verlauf des Nachentwurfs wird mit der definierten Flügelfläche von Airbus mit $S_W = 361,60 \text{ m}^2$ gerechnet.

4.2.1 Zuspitzung

Die Zuspitzung λ hat einen Einfluss auf die Auftriebsverteilung in Richtung der Spannweite. Der geringste induzierte Widerstand wird bei einer elliptischen Auftriebsverteilung erzielt. Rückwärts gepfeilte Flügel neigen zu einer "fülligeren" Auftriebsverteilung nahe der Flügelspitze. Um sich der elliptischen Verteilung wieder zu nähern, muss die Zuspitzung kleinere Werte annehmen. Die optimale Zuspitzung für den geringsten induzierten Widerstand wird näherungsweise nach Torenbeek abgeschätzt:

$$\lambda_{opt} = 0.45 \cdot e^{-0.036 \cdot \varphi_{W,25}} = 0.16 \tag{4.8}$$

Die Zuspitzung sollte nicht kleiner als $\lambda = 0.2$ sein, da dies die Integration von Querrudern erschwert und entsprechende Profile zu Strömungsabrissen an den Flügelspitzen neigen. Aus diesem Grund wird mit Hilfe von Messungen aus den technischen Datenblättern von Airbus [3] und entsprechender Skalierung die folgende Zuspitzung errechnet:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0,22 \tag{4.9}$$

Folglich werden die einzelnen Zuspitzungen der Flügelabschnitte berechnet um die mittlere aerodynamische Flügeltiefe für den Dreifachtrapezflügel zu bestimmen. Es folgen die Berechnungsgleichungen nach Scholz:

$$\lambda_i = \frac{c_k}{c_r} = 0,68\tag{4.10}$$

$$\lambda_{o_1} = \frac{c_{k_o}}{c_k} = 0,57 \tag{4.11}$$

$$\lambda_{o_2} = \frac{c_t}{c_{k_o}} = 0,56 \tag{4.12}$$

4.2.2 Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC)

Zunächst werden die mittleren aerodynamischen Flügeltiefen von Innen- und Außenflügel bestimmt:

$$C_{MAC,i} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \frac{1 + \lambda_i + \lambda_i^2}{1 + \lambda_i} = 9,69 \, m \tag{4.13}$$

$$C_{MAC,o_1} = \frac{2}{3} \cdot c_k \cdot \frac{1 + \lambda_{o_1} + \lambda_{o_1}^2}{1 + \lambda_{o_1}} = 6,22 \, m \tag{4.14}$$

$$C_{MAC,o_2} = \frac{2}{3} \cdot c_{k_o} \cdot \frac{1 + \lambda_{o_2} + \lambda_{o_2}^2}{1 + \lambda_{o_2}} = 3,54 \, m \tag{4.15}$$

Für die spannweitigen Positionen der aerodynamischen Flügeltiefen ergeben sich folgende Werte:

$$Y_{MAC,i} = \frac{1}{3} \cdot y_k \cdot \left(\frac{1+2\cdot\lambda_i}{1+\lambda_i}\right) = 3,88\,m\tag{4.16}$$

$$Y_{MAC,o_1} = \frac{1}{3} \cdot (y_{k_o} - y_k) \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot \lambda_{o_1}}{1 + \lambda_{o_1}}\right) = 5,02 \, m \tag{4.17}$$

$$Y_{MAC,o_2} = \frac{1}{3} \cdot (b/2 - y_{k_o}) \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot \lambda_{o_2}}{1 + \lambda_{o_2}}\right) = 4,91 \, m \tag{4.18}$$

Die mittlere aerodynamische Flügeltiefe des gesamten Flügels lässt sich durch folgende Beziehung berechnen:

$$C_{\rm MAC} = \frac{C_{\rm MAC,i} \cdot S_i + C_{\rm MAC,o_1} \cdot S_{o_1} + C_{\rm MAC,o_2} \cdot S_{o_2}}{S_{\rm W}}$$
(4.19)

Es sind also noch die Flächen für Innen- und Außenflügel durch folgende Zusammenhänge zu bestimmen:

$$S_i = y_k \cdot c_r \cdot (1 + \lambda_i) = 158,58 \, m^2 \tag{4.20}$$

$$S_{o_1} = (y_{k_o} - y_k) \cdot c_k \cdot (1 + \lambda_{o_1}) = 133,98 \, m^2 \tag{4.21}$$

$$S_{o_2} = (b/2 - y_{k_o}) \cdot c_{k_o} \cdot (1 + \lambda_{o_2}) = 74,20 \, m^2 \tag{4.22}$$

Damit ergibt sich die mittlere aerodynamische Flügeltiefe nach Gl. (4.19) zu

$$C_{\rm MAC} = 7,28\,m$$
 (4.23)

Nun lässt sich noch die spannweitige Position der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe bestimmen.

$$Y_{MAC} = \frac{Y_{MAC,i} \cdot S_i + (y_k + Y_{MAC,o_1}) \cdot S_{o_1} + (y_{k_o} + Y_{MAC,o_2}) \cdot S_{o_2}}{S_W} = 11,60 \, m \tag{4.24}$$

Da die mittlere aerodynamische Flügeltiefe somit im Bereich des Außenflügels liegt, lässt sich der Pfeilwinkel bei MAC $\varphi_{MAC,25}$ nun bestimmen:

$$\tan \varphi_{MAC,25} = \tan \varphi_{LE} - \frac{4}{A_{o_1}} \left(\frac{25}{100} \cdot \frac{1 - \lambda_{o_1}}{1 + \lambda_{o_1}} \right)$$
(4.25)

Den Pfeilwinkel der Vorderkante (Leading Edge) kann in Abhängigkeit der maximalen Machzahl $M_{MO} = M_{CR}$ bestimmen werden. Es wird mit $M_{CR} = 0,86$ ein Pfeilwinkel von $\varphi_{LE} \approx 28,80^{\circ}$ abgelesen.



Bild 4.4: Flügelpfeilung in Abhängigkeit der Machzahl nach Scholz [2]

Für die Streckung des mittleren Flügelabschnittes ergibt sich Wert von

$$A_{o_1} = \frac{[b - (2y_k) - 2 \cdot (b/2 - y_{k_o})]}{S_{o_1}} = 20,01$$
(4.26)

womit nach Gl. (4.25) folgender Pfeilwinkel ergibt:

$$\tan \varphi_{MAC,25} = \tan \varphi_{LE} - \frac{4}{A_{o_1}} \left(\frac{25}{100} \cdot \frac{1 - \lambda_{o_1}}{1 + \lambda_{o_1}} \right)$$

$$\Rightarrow \varphi_{MAC,25} = 28,19^{\circ}$$
(4.27)

Die x-Koordinate der mittleren aerodynamische Flügeltiefe wird durch die Position des Neutralpunktes festgelegt, der bei 25% des MAC liegt.

$$X_{MAC} = x_{AC} - 0.25 \cdot C_{MAC} \tag{4.28}$$

Da die Position des Neutralpunktes nicht bekannt ist, wird X_{MAC} an die Vorderkante (LE) gelegt.

y
AC

$$P_{MAC} = 11,60 m$$

 AC
 $P_{MAC} = 1,28 m$
 C_{rf}
 C_{k}
 $C_{MAC} = 7,28 m$
 C_{rf}
 C

$$X_{MAC} = 1,82 \, m$$

Bild 4.5: Bestimmung der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe (MAC)

4.3 Relative Profildicke

Um einen leichten Flügel bauen zu können und das Tankvolumen groß zu halten, muss die relative Profildicke so groß wie möglich gewählt werden. Nach oben wird sie jedoch begrenzt durch die Machzahl des Widerstandsanstiegs M_{DD} . Airbus wählt als Entwurfsmachzahl: $M_{CR} = M_{DD}$. Somit gilt dann:

$$M_{DD} = M_{CR} = 0.86 \tag{4.29}$$

Nach Bild 4.6 ergibt sich nach der Cosinus-Regel für die effektive Machzahl am Flügel bei senkrechter Anströmung: $M_{eff} = M \cdot \cos \varphi_{25}$. Aus der Erfahrung ist jedoch bekannt, dass durch die Pfeilung die effektive Machzahl nicht so stark vermindert werden kann, wie es aus den geometrischen Überlegungen folgt. Deshalb reduziert sich die effektive Machzahl auf:

$$M_{DD,eff} = M_{DD} \cdot \sqrt{\cos \varphi_{W,25}} = 0.80 \tag{4.30}$$



Bild 4.6: Vektorzerlegung der Anströmgeschwindigkeit nach Scholz [2]

Nach Torenbeek kann nun die maximal zulässige relative Profildicke berechnet werden. Mit für Profile der NACA-6-Serie und dem Auftriebsbeiwert im Reiseflug $C_{L_{CR}}$ erhält man:

$$\begin{pmatrix} \frac{t}{c} \end{pmatrix} = 0,3 \cdot \cos \varphi_{W,25} \left(\left[1 - \left(\frac{5 + M_{DD,\text{eff}}^2}{5 + (k_M - 0,25 \cdot C_{L_{CR}})^2} \right)^{3,5} \right] \frac{\sqrt{1 - M_{DD,\text{eff}}^2}}{M_{DD,\text{eff}}^2} \right)^{2/3}$$

$$\Rightarrow \left(\frac{t}{c} \right) = 12,1\%$$

$$(4.31)$$

Dabei wurde für den in Kapitel 2.5 ermittelten Auftriebsbeiwert $C_{L_{CR}} = 0,65$ verwendet. Weiterhin wurde angenommen, dass für jetzige, neue superkritische Profile Werte von $k_M = 1,32$ vorliegen.

4.4 Flügelprofil

Entsprechend der Entwurfsmachzahl soll das Flügelprofil mit (t/c) = 12,1% bei maximaler Gleitzahl einen Auftriebsbeiwert von $C_{L_{CR}} = 0,65$ liefern. Aufgrund der gegebenen Anforderungen und des vorgegebenen Zeitrahmens wurde in dieser Arbeit der Einfachheit ein Profil der NACA-6-Serie gewählt, da es den Anforderungen am nächsten kommt. Zur weiterführenden Betrachtung wird auf eine Projektarbeit von Prof. Scholz verwiesen, in der superkritische Profile recherchiert und zusammengestellt wurden [5]. Die Profildaten werden vom Katalog nach Abbott entnommen.

Zwei NACA-Profile kommen den Anforderungen am nächstliegenden:

•
$$63_1$$
- 412 : (t/c) = 12% ; $C_L = 0.4$

• 63_2 -615 : (t/c)= 15% ; $C_L = 0.6$

In Frage kommt nur das Profil NACA 63₂-615, da durch diesen der geforderte Auftriebsbeiwert erreicht wird. Die 15 am Ende steht in Prozent für die relative Profildicke. Die 4 an dritter Stelle von hinten ist das Entwurfs - C_L in Zehnteln. Die Profilgeometrie mit dazugehöriger Polare sind in Bild 4.7 & 4.8 dargestellt.





Bild 4.7: Auszug 1 aus Abbott, NACA-Profil 63₂-615 [6]



Bild 4.8: Auszug 2 aus Abbott, NACA-Profil 63₂-615 [6]

4.5 Schränkung

Die Schränkung (wing twist) wird durch die Differenz der Einstellwinkel an Flügelspitze und –wurzel definiert. Die Schränkung wird hierbei zunächst festgelegt auf

$$\varepsilon_t = i_{w,t} - i_{w,r} = -3^\circ \tag{4.32}$$

Um ein Überziehen an der Flügelspitze (tip stall) zu vermeiden, wird der Flügel mit negativer Flügelschränkung versehen. Der Einstellwinkel nimmt somit in Richtung der Flügelspitze ab.

4.6 V-Form

Der A330-200 verfügt über einen freitragenden Flügel, mit dem ein geringerer Form- und Interferenzwiderstand verbunden ist. Die Flügel befinden sich auf Höhe der Unterseite des Rumpfes [Bild 4.9]. Damit handelt es sich um einen sogenannten Tiefdecker. Nach Raymer wird für im Unterschallbereich fliegende Tiefdecker mit rückwärts gepfeiltem Flügel ein Wert von $\Gamma = 5^{\circ}$ gewählt, welcher für die Stabilität um die Längsachse im Schiebeflug ausreichend ist Um das destabilisierende Rollmoment auszugleichen, wird eine positive V-Form verwendet.



Bild 4.9: V-Form des Flügels (dihedral angle) [3]

4.7 Einstellwinkel

Der Einstellwinkel (incidence angel) soll so gewählt werden, dass der Widerstand im Reiseflug möglichst niedrig ist. Ebenfalls muss darauf geachtet werden, dass der Kabinenboden im Reiseflug horizontal verläuft. Mit diesen Forderungen kann der Einstellwinkel nach Roskam III zunächst abgeschätzt werden.

$$i_W = \frac{C_{L_{CR}}}{C_{L_a}} + \alpha_0 - 0.4 \cdot \varepsilon_t \tag{4.33}$$

Der Nullanstellwinkel des Profils kann aus Bild 4.8 abgelesen werden und beträgt $\alpha_0 = -4^{\circ}$.

Der Auftriebsgradient des Flügels ergibt sich aus folgendem Zusammenhang:

$$C_{L_a} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{A^2 \cdot (1 + \tan^2 \varphi_{W,50} - M^2) + 4}} = 7,02 \frac{1}{rad} = 0,123 \frac{1}{deg}$$
(4.34)

Für den Pfeilwinkel der 50%-Linie wird folgender Wert eingesetzt:

$$\tan \varphi_{W,50} = \tan \varphi_{W,25} - \frac{4}{A} \left(\frac{50}{100} \cdot \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \right)$$

$$\Rightarrow \varphi_{50} = 23,20^{\circ}$$
(4.35)

Es ergibt sich also für den Einstellwinkel nach Gl. (4.33) ein Wert von

$$i_W = 2,48^{\circ}$$

4.8 Tankvolumen

Nach Torenbeek kann das Tankvolumen abgeschätzt werden:

$$V_{tank} = 0.54 \cdot S_W^{1,5} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{\rm r} \cdot \frac{1}{\sqrt{A}} \cdot \frac{1 + \lambda \cdot \sqrt{\tau} + \lambda^2 \cdot \tau}{(1+\lambda)^2}$$
(4.36)

 mit

$$\left(\frac{t}{c}\right)_{t} = \frac{4}{3+1,3} \cdot \left(\frac{t}{c}\right) = 0.14 \tag{4.37}$$

$$\left(\frac{t}{c}\right)_{\rm r} = 1,3 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{\rm t} = 0,18 \tag{4.38}$$

$$\tau = \frac{(t/c)_{\rm t}}{(t/c)_{\rm r}} = 0.78 \tag{4.39}$$

Somit ergibt sich nach Gl. (4.36) folgendes Tankvolumen:

$$V_{tank} = 135,73 \, m^3$$

Es muss berücksichtigt werden, das die halbempirische Gleichung nach Torenbeek Ergebnisse mit \pm 10% Abweichungen liefert. Es müssen folglich beim Abgleich mit dem Kraftstoffvolumen Reserven nachgewiesen werden.



Bild 4.10: Tankvolumen des A330-200 [3]

4.9 Kraftstoffmasse & Kraftstoffvolumen

Bei der Berechnung des erforderlichen Kraftstoffvolumens muss beachtet werden das in Kap. 2.6.2 die Flugphasen "engine start" und "taxi" nicht berücksichtigt wurden. Daher müssen diese jedoch mit einbezogen werden. Die "mission fuel fraction" ergibt somit zu

$$M_{ff} = \frac{m_9}{m_8} \cdot \frac{m_8}{m_7} \cdot \frac{m_7}{m_6} \cdot \frac{m_6}{m_5} \cdot \frac{m_5}{m_4} \cdot \frac{m_4}{m_3} \cdot \frac{m_3}{m_2} \cdot \frac{m_2}{m_1} = 0,68$$
(4.40)

Die Kraftstoffmasse beträgt folglich:

$$m_F = m_{MTO} \cdot (1 - M_{ff}) = 78069,88 \, kg \tag{4.41}$$

Somit liegt der Kraftstoffvolumenanteil bei:

$$V_{fuel} = \frac{m_F}{\rho_{fuel}} = 97,59 \, m^3 \tag{4.42}$$

$$V_{tank} = 135,73 \, m^3 \ge V_{fuel} = 97,59 \, m^3 \tag{4.43}$$

Das Tankvolumen ist somit ausreichend dimensioniert und hält genügend Reserven bereit, um etwaige Ungenauigkeiten bei der Berechnung des Tankvolumens zu kompensieren.

4.10 Querruder und Spoiler

Die Auslegung der Querruder- und Spoilergeometrie orientiert sich hier gemäß den Spezifikationen nach Airbus [3]. Die erforderlichen Daten können aus den Datenblättern entnommen werden.



Bild 4.11: Steuerflächen des A330-200 Tragflügels [3]

An der Außenseite der Flügelhinterkante des A330-200 befinden sich zwei Querruder und fünf Störklappen (Spoiler). Zusätzlich befindet sich eine Störklappe an der Innenseite der Flügelhinterkante [Bild 4.11].

Folgende Konfiguration wird in Anlehnung am Referenzflugzeugs:

- Die Position der Querruder reicht von 65% bis 95% der Spannweite, die der Spoiler außen von 25% bis 65%
- Der innere Spoiler misst 23%
- Für die Profiltiefe der Querruder wird ein von 30% der Flügeltiefe gewählt
- Der vordere Holm wird auf 25% und der hintere Holm auf 70% der Flügeltiefe festgelegt

4.11 Hochauftriebssysteme

Nach Kapitel 2.1 ist für die Landung ein maximaler Auftriebsbeiwert von $C_{L,max,L} = 2,80$ gefordert. Auf diesen Wert werden noch 10% aufgeschlagen für den Fall, dass zur Trimmung des Flugzeugs am Leitwerk Abtrieb erzeugt wird, der kompensiert werden muss. Es ergibt sich also die Forderung:

$$C_{L,max} = C_{L,max,L} \cdot 1, 1 = 3,08 \tag{4.44}$$

Das Flugzeug wird sowohl mit Landeklappen (flaps) als auch mit Vorflügeln (slats) ausgestattet, wodurch sich der Auftriebsbeiwert aus dem Auftriebsbeiwert des Flügels ohne Hochauftriebshilfen $C_{L,max,clean}$, der Auftriebsbeiwerterhöhung durch die Landeklappen $C_{L,max,flaps}$ und der Auftriebsbeiwerterhöhung durch die Vorflügel $C_{L,max,slats}$ zusammensetzt. Demzufolge gilt:

$$C_{L,max} = C_{L,max,clean} + C_{L,max,flaps} + C_{L,max,slats}$$

$$(4.45)$$

Die Summe der zusätzlich erforderlichen Auftriebsbeiwerte durch Hochauftriebshilfen muss mindestens so groß sein wie die Differenz zwischen dem erforderlichen Auftriebsbeiwert für die Landung $C_{L,max}$ und dem Auftriebsbeiwert des reinen Flügels $C_{L,max,clean}$.

Weiterhin ist zu berücksichtigen, dass durch den Einsatz von Landeklappen ein Moment um die Querachse entsteht, das durch Trimmung ausgeglichen werden muss. Der durch die Trimmung erzeugte Abtrieb muss durch einen zusätzlichen Auftrieb des Flügels ausgeglichen werden. Dieser Zusammenhang ist in der folgenden Gleichung berücksichtigt:

$$0.95 \cdot \Delta C_{L,max,flaps} + \Delta C_{L,max,slats} \ge C_{L,max} - C_{L,max,clean} \tag{4.46}$$

Da $C_{L,max}$ bereits bekannt ist, folgt zunächst die Ermittlung des Auftriebsbeiwerts des reinen Flügels $C_{L,max,clean}$. Dieser ergibt sich nach Datcom aus der Beziehung:

$$C_{L,max,clean} = \left(\frac{C_{L,max}}{c_{L,max}}\right) \cdot c_{L,max,clean} + \Delta C_{L,max}$$
(4.47)

Der maximale Auftriebsbeiwert des Profils ohne Auftriebshilfen wird aus Bild 4.8 entnommen und beträgt $c_{L,max,clean} = 1,68$.

Der Machzahlkorrekturfaktor $\Delta C_{L,max}$ kann für die Berechnung von $c_{L,max,clean}$ vernachlässigt werden, sofern M_L kleiner 0,2 ist. Bei näherer Betrachtung zeigt sich, dass

$$M_L = \frac{V_{app}}{a_o} = 0.21 \tag{4.48}$$

größer als 0,2 ist. Hierbei beträgt die Anfluggeschwindigkeit $V_{app} = 71,20$ m/s und die Schallgeschwindigkeit in Bodenhöhe für ISA-Standardbedingungen liegt bei $a_o = 340,30$ m/s.

Da die Landeanflugmach
zahl $M_L > 0,2$ ist, wird der erforderliche Korrekturterm aus den Diagrammen in Bild 4.12 ermittelt. Zuvor muss jedoch noch der erforderliche Parameter
 Δy bestimmt werden. Dieser kann aus Tabelle 4.3 entnommen werden, woraus sich ein

$$\Delta y = 22,0 \cdot 0,15 = 3,30$$

ergibt. Bei näherer Betrachtung der Diagramme in Bild 4.12 zeigt sich jedoch, dass nach Interpolation der beiden Diagramme für vorhandene Flügelpfeilung von $\varphi_{LE} = 28,80^{\circ}$ nur ein geringfügiger Korrekturfaktor $\Delta C_{L,max}$ für die Machzahl bei der Landung vorliegt, der zu keinem signifikanten Unterschied im $c_{L,max}$ führt und daher vernachlässigt werden kann.

Tabelle 4.3: Δy -Parameter fur bekannte NACA [2]

Proftiltyp	$\Delta \mathbf{y}$ - Parameter
NACA 4 digit	$26.0\cdot({\rm t/c})$
NACA 5 digit	$26.0\cdot({\rm t/c})$
NACA 63 series	$22,0\cdot({\rm t/c})$
NACA 64 series	$21,3 \cdot (t/c)$
NACA 65 series	$19.3 \cdot (t/c)$
NACA 66 series	$18,3 \cdot (t/c)$

 $\Lambda_{\rm LE} = 20^{\circ}$

$$\Lambda_{\rm LE} = 40^{\circ}$$



Bild 4.12: Korrekturterm zur Berechnung des Maximalauftriebs nach Scholz [2]





Bild 4.13: Maximalauftrieb von Trapezflügeln nach [2]

Demnach ergibt sich ein maximaler Auftriebsbeiwert bei eingefahrenen Klappen nach Gl. (4.47) von

$$C_{L,max,clean} = \left(\frac{C_{L,max}}{c_{L,max}}\right) \cdot c_{L,max,clean} + \Delta C_{L,max} = 1,34$$

Daher verbleibt nur die Berechnung der Zunahme des Auftriebsbeiwerts durch Landeklappen und Vorflügel.

Für die Berechnung der Erhöhung des Auftriebsbeiwerts durch Klappen ergibt sich nach Datcom:

$$\Delta C_{L,max,flaps} = \Delta c_{L,max,f} \cdot \frac{S_{W,f}}{S_W} \cdot K_\Lambda \tag{4.49}$$

Hierbei ist $S_{W,f}$ die benetzte Fläche, die sich von den Klappen bis zur Flügelvorderkante ergibt [Bild 4.14]. Demnach ergibt sich eine benetzte Fläche der Klappen von

$$S_{W,f} = 2\left[\left(\frac{c_{r_f} + c_k}{2} \cdot y_{f_i}\right) + \left(\frac{c_k + c_{k_o}}{2} \cdot y_{f_o}\right)\right] = 233,17 \, m^2 \tag{4.50}$$



Bild 4.14: Berechnung der benetzten Flächen der Klappen (Flaps) [3]

Der empirischer Korrekturfaktor K_{Λ} berücksichtigt die Flügelpfeilung und kann aus dem Bild 4.15 entnommen werden. Es wird ein Wert von $K_{\Lambda} = 0.85$ abgelesen.



Bild 4.15: Korrekturfaktor zur Berücksichtigung der Pfeilung φ_{LE} nach Scholz [2]

Die Erhöhung des Profilauftriebsbeiwerts durch Landeklappen an der Profilhinterkante nach

Datcom ist wie folgt definiert:

$$\Delta c_{L,max,flaps} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot (\Delta c_{L,max})_{hase} \tag{4.51}$$

Alle Faktoren können aus Bild 4.16 entnommen werden. Als Klappentyp werden 2-Spalt-Fowlerklappen (2-Slot and Fowler) gewählt. Die Profiltiefe der Klappen soll 30% der Flügeltiefe betragen. Der maximale Ausschlagwinkel ist 50° .



Bild 4.16: Zunahme des max. Auftriebsbeiwertes durch Landeklappen nach Scholz [2]

Folgende Werte werden abgelesen:

- $k_1 \approx 1,2$
- $k_2 \approx 1.0$
- $k_3 \approx 1.0$
- $(\Delta c_{L,max})_{base} \approx 1,65$

Die abgelesenen Werten in Gl. (4.51) eingesetzt:

$$\Delta c_{L,max,flaps} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot (\Delta c_{L,max})_{base} = 1,98 \tag{4.52}$$

Somit kann mit Gl. (4.49) die Zunahme des Auftriebsbeiwertes durch die Klappen berechnet werden.

$$\Delta C_{L,max,flaps} = \Delta c_{L,max,flaps} \cdot \frac{S_{W,f}}{S_W} \cdot K_{\Lambda} = 1,09$$

Für die Ermittlung der durch die Vorflügel bedingten Zunahme des Auftriebsbeiwerts gilt nach Raymer folgende Gleichung:

$$\Delta C_{L,max,slats} = \Delta c_{L,max,s} \cdot \frac{S_{W,s}}{S_W} \cdot \cos \varphi_{H.L.}$$
(4.53)

Dabei ist $S_{W,s}$ die von den Vorflügeln bis zur Hinterkante des Flügels benetzte Flügelfläche [Bild 4.17]. Die Ermittlung erfolgt in gleicher Weise wie für die Klappen.

Demnach ergibt sich eine Fläche von

$$S_{W,s} = 2\left[\left(\frac{c_t + c_{k_o}}{2} \cdot y_{s_o}\right) + \left(\frac{c_{k_o} + c_k}{2} \cdot y_{s_i}\right) + \left(\frac{c_k + c_{r_f}}{2} \cdot y_{f_i}\right)\right] = 307,68 \, m^2 \tag{4.54}$$



Bild 4.17: Berechnung der benetzten Fläche der Vorflügel (Slats) [3]

Der Winkel $\varphi_{H.L.}$ ist der Pfeilwinkel der Scharnierlinie der Vorflügel. Da die Scharnierlinie auf der 25%-Linie liegt, gilt:

$$\varphi_{H.L.} = \varphi_{25,W} = 29,07^{\circ} \tag{4.55}$$

Die Zunahme des Auftriebsbeiwertes des Profils durch Vorflügel an der Profilvorderkante nach Datcom:

$$\Delta c_{L,max,slats} = c_{l,\delta,max} \cdot \eta_{max} \cdot \eta_{\delta} \cdot \delta_f \cdot \frac{c'}{c}$$
(4.56)

Die Profiltiefe der Vorflügel soll 25% der Flügeltiefe betragen. Mit der Profiltiefe der Vorflügel kann das Verhältnis von maximaler Profiltiefe bei ausgefahrenen Vorflügeln zur Flügeltiefe ermittelt werden. Es ergibt sich ein Wert von c'/c = 1,25. Der maximale Ausschlagwinkel des Vorflügels beträgt $\delta_f = 25^\circ = 0,44$ rad. Der Radius der Vorderkanten des NACA-Profils 63₂-615 beträgt LER = 0,1245. Somit ergibt sich ein der relative Nasenradius von

$$\frac{LER}{(t/c)} = 0.083$$
 (4.57)



Bild 4.18: Zunahme des max. Auftriebsbeiwertes durch Vorflügel nach Scholz [2]

Folgende Werte werden abgelesen:

- $c_{l,\delta,max} \approx 1,75$
- $\eta_{max} \approx 1,75$
- $\eta_{\delta} \approx 0.78$

Mit den abgelesenen Werten ergibt sich aus Gl. (4.56):

$$\Delta c_{L,max,slats} = c_{l,\delta,max} \cdot \eta_{max} \cdot \eta_{\delta} \cdot \delta_f \cdot \frac{c'}{c} = 1,31$$

Eingesetzt in Gl. (4.53) kann die Zunahme des Auftriebsbeiwertes durch die Vorflügel berechnet werden. $_{\rm C}$

$$\Delta C_{L,max,slats} = \Delta c_{L,max,s} \cdot \frac{S_{W,s}}{S_W} \cdot \cos \varphi_{H.L.} = 0.97$$

Folglich kann die Bedingung aus Gl. (4.46) geprüft werden:

$$0.95 \cdot \Delta C_{L,max,flaps} + \Delta C_{L,max,slats} \ge C_{L,max} - C_{L,max,clean}$$

 $2.09 \ge 1.74$

Die Summe der zusätzlich erforderlichen Auftriebsbeiwerte der Hochauftriebshilfen ist größer als die Differenz zwischen dem erforderlichen Landeauftriebsbeiwert und dem reinen Flügelauftriebsbeiwert. Somit ist die Bedingung erfüllt.

5 Leitwerksauslegung I

Die Leitwerksauslegung wird in 2 Teile aufgeteilt (Leitwerksauslegung I & II). Die Leitwerksgrößen werden mit Hilfe des sogenannten Leitwerkvolumens (tail volume) abgeschätzt. Diese erste Schätzung der Leitwerksgröße ist für die Berechnung der Flugzeugmasse und der Schwerpunktlage relevant. Nachdem die Massen- und Schwerpunktermittlungen der einzelnen Flugzeugsegmente erfolgt, werden mit dem Kapitel Leitwerksauslegung II die Leitwerksgrößen präziser erfasst. Im Grunde funktionieren Leitwerke wie (kleine) Flügel, weshalb viele Zusammenhänge, die für die Flügelauslegung gelten auch entsprechend auch für Leitwerke angewendet werden können.

Der wesentliche Unterschied besteht darin, dass Leitwerke das Auftriebspotential, welches Sie anzubieten vermögen, nicht ausschöpfen. Leitwerke dienen der Trimmung, Steuerbarkeit und die Stabilität des Flugzeuges. Durch Verwendung eines THS (trimmable horizontal stabilizer), einer trimmbaren Höhenflosse, ist ein erweiterter Schwerpunktbereich möglich.

5.1 Höhenleitwerk I

Form:

Bei der Leitwerksform handelt es sich um ein Normalleitwerk, da das Höhenleitwerk am Rumpf befestigt ist. In Bild 5.1 ist das Höhenleitwerk V-förmig ausgeführt. Dementsprechend wird für das Höhenleitwerk ein nach Roskam II für strahlgetriebene Verkehrsflugzeuge üblicher Wert von $\Gamma_H = 6^{\circ}$ angesetzt.



Bild 5.1: V-Form Höhenleitwerk [3]

Einstellwinkel:

Bei fest eingebautem HLW sollte, um Abtrieb zu erzeugen, ein Einstellwinkel von etwa 2° ... 3° nach unten gewählt werden. Besser, respektive flexibler ist eine trimmbare, also bewegliche Höhenflosse (trimmable horizontal stabilizer, THS), die einen größeren Schwerpunktbereich ermöglicht. Die trimmbare Höhenflosse ist die Standardlösung bei Transportflugzeugen und wird daher in diesem Fall verwendet. Ein fester Einstellwinkel ist aufgrund des THS nicht notwendig.

Streckung:

Die Streckung des Höhenleitwerks beträgt die Hälfte der Streckung des Tragflügels.

$$A_H = 0.5 \cdot A \approx 5.0 \tag{5.1}$$

Pfeilung:

Um eine höhere kritische Machzahl des Höhenleitwerks zu erreichen und ein Verlust der Wirksamkeit durch Verdichtungsstöße zu vermeiden, sollte Pfeilung des Höhenleitwerks um etwa 5° gegenüber der Pfeilung des Flügels erhöht werden. Durch die größere Pfeilung kann der Auftriebsgradient des Höhenleitwerks geringer ausfallen als der Auftriebsgradient des Flügels, wodurch das Höhenleitwerk, im Vergleich zum Flügel, erst bei größeren Anstellwinkeln in ein überzogenen Flugzustand erreicht. Die Flügelpfeilung des Höhenleitwerks liegt bei:

$$\varphi_{H,25} = \varphi_{W,25} + 5^{\circ} = 34,07^{\circ} \tag{5.2}$$

Kritische Machzahl:

Um die Wirksamkeit der Leitwerke auch bei hohen Geschwindigkeit garantieren zu können, sollte die kritische Machzahl der Leitwerke $M_{crit,H}$ & $M_{crit,V}$ um $\Delta M = 0.05$ höher liegen als die kritische Machzahl des Flügels $M_{crit,W}$. Auch hier gilt nach Airbus für die Entwurfsmachzahl: $M_{CR} = M_{DD}$.

$$M_{DD,H} = M_{DD} + 0.05 = 0.91 \tag{5.3}$$

9/2

$$M_{DD,eff,H} = M_{DD,H} \cdot \sqrt{\cos \varphi_{H,25}} = 0.83$$
 (5.4)

<u>Relative Dicke</u>:

Da bei Leitwerken üblicherweise symmetrische Profile verwendet werden, wird der Auftriebsbeiwert mit $C_{L,H} = 0$ angesetzt. Ebenfalls wird angenommen, dass für jetzige, neue superkritische Profile Werte von $k_M = 1,32$ vorliegen. Die relative Dicke des Höhenleitwerks sollte etwa 10% geringer als die relative Dicke im Außenflügel ausfallen, wodurch eine höhere kritische Machzahl des Höhenleitwerks erreicht werden kann und Verdichtungsstöße ihre Wirksamkeit erhalten können:

$$\left(\frac{t}{c}\right)_{H} = 0.3 \cdot \cos\varphi_{H,25} \left(\left[1 - \left(\frac{5 + M_{DD,\text{eff},\text{H}}^{2}}{5 + (k_{M} - 0.25 \cdot C_{L_{H}})^{2}}\right)^{3.5} \right] \frac{\sqrt{1 - M_{DD,\text{eff},\text{H}}^{2}}}{M_{DD,\text{eff},\text{H}}^{2}} \right)^{2/3}$$
(5.5)
$$\Rightarrow \left(\frac{t}{c}\right)_{H} = 12.6\%$$

Profil:

Für Höhenleitwerke werden in der Regel symmetrische oder annähernd symmetrische Profile mit 9 ... 12 % relativer Profildicke verwendet. Gängige Profile sind z.B. NACA 0009 oder NACA 0012. Es wird also ein symmetrisches Profil aus der vierstelligen NACA-Serie von Abbott gewählt. Folglich wird aus dem Ergebnis von Gl. (5.1) das Profil NACA 0012 ausgewählt. Das NACA-Profil entspricht der gewünschten relativen Dicke und ist in Bild 5.2 dargestellt.



Bild 5.2: NACA 0012 [7]

Zuspitzung:

Zur Reduktion der Produktionskosten können bei Flugzeugen der allgemeinen Luftfahrt Leitwerke mit einer Zuspitzung bis $\lambda = 1$ gebaut werden (Rechteckleitwerk). Übliche Werte werden mit Tabelle 5.1 zusammengefasst. Für den Nachentwurf wird ein Normalleitwerk mit einer Zuspitzung von $\lambda_H = 0.30$ verwendet.

	Höhenleitwerk		Seitenleitwerk	
	А	λ	A	λ
Normalleitwerk	3,05,0	0,30,6	1,32,0	0,30,6
T-Leitwerk	wie Normalleitwerk	wie Normalleitwerk	0,71,2	0,61,0

 Tabelle 5.1: Übliche Streckungen & Zuspitzungen f
 Eitwerke [2]
 Eitwerke [2

Leitwerksfläche & Spannweite:

Die erforderliche Höhenleitwerksfläche wird über den Leitwerksvolumenbeiwert C_H und dem Hebelarm des Höhenleitwerks l_H ermittelt. Dabei entspricht l_H dem Abstand der Neutralpunkte von Flügel und Höhenleitwerk:

$$C_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot C_{MAC}} \tag{5.6}$$

In Tabellen 5.2 & 5.3 sind typische Leitwerksvolumenbeiwerte und Hebelarme für das Höhenleitwerk für strahlgetriebene Verkehrsflugzeugen nach Raymer vorgegeben. Für den Nachentwurf wird für den Leitwerksvolumenbeiwert ein Wert von $C_H = 0.85$ gewählt, da sich bei trimmbarer Höhenflosse der Wert des Leitwerksvolumenbeiwert um 10% reduziert. Für den Hebelarm des Höhenleitwerks wird 52,5% der Rumpflänge angesetzt.

$$l_H = 0.525 \cdot l_F = 30.61 \, m \tag{5.7}$$

	Horizontal C_H	Vertical C_V
Sailplane	0,50	0,02
Homebuilt	$0,\!50$	0,04
General aviation-single engine	0,70	0,04
General aviation-twin engine	0,80	0,07
Agricultural	$0,\!50$	0,04
Twin turboprob	0,90	0,08
Flying boat	0,70	0,06
Jet Trainer	0,70	0,06
Jet fighter	0,40	0,07
Military cargo/bomber	$1,\!00$	0,08
Jet transport	$1,\!00$	0,09

Tabelle 5.2: Leitwerksvolumenbeiwerte von HLW & SLW nach Scholz [2]

Tabelle 5.3: Übliche Werte fur die Leitwerkshebelarme [2]

Flugzeugkonfigurationen	l_H bzw. l_V betragen etwa
Propeller vorn am Rumpf angeordnet	60% der Rumpflänge
Triebwerke am Flügel	50 55% der Rumpflänge
Triebwerke am Heck	45 50% der Rumpflänge
Entenleitwerk, control canard	30 50% der Rumpflänge
Segelflugzeug	65% der Rumpflänge

Durch Umstellen von Gl. (5.14) erhält man mit den bereits bekannten Daten $S_W = 361,60 \text{ m}^2$ und $C_{MAC} = 7,28 \text{ m}$ also eine Höhenleitwerksfläche von

$$S_H = \frac{C_H \cdot S_W \cdot C_{MAC}}{l_H} = 77,40 \, m^2 \tag{5.8}$$

Daraus ergibt sich eine Spannweite des Höhenleitwerks von

$$b_H = \sqrt{A_H \cdot S_H} = 19,67\,m \tag{5.9}$$

Mittlere Aerodynamische Flügeltiefe (MAC):

Für die folgende Berechnung der Reynoldszahl in Kapitel 9 wird an dieser Stelle noch die mittlere aerodynamischen Flügeltiefe des Höhenleitwerks berechnet. Die Berechnung der Geometrie des einfachen Trapezflügels erfolgt nach Scholz.

$$C_{MAC,H} = \frac{2}{3} \cdot c_{r,H} \cdot \frac{1 + \lambda_H + \lambda_H^2}{1 + \lambda_H} = 4,60 \, m \tag{5.10}$$

Dabei wird die Flügelwurzellänge des Höhenleitwerks näherungsweise aus den Datenblättern nach Airbus [3] entnommen. Die Flügelwurzel des Höhenleitwerks beträgt $c_{r,H} = 6,44$ m.

5.2 Seitenleiwerk I

Streckung & Zuspitzung:

Die Parameter des Seitenleitwerks werden nahe am Original gehalten. Die Streckung und die Zuspitzung des Seitenleitwerks werden mit den für Normalleitwerke üblichen Werten gemäß Tabelle 5.1 festgelegt. Es wird eine Streckung von $A_V = 1,6$ und eine Zuspitzung von $\lambda_V = 0,36$ gewählt.

Pfeilung:

Der Pfeilwinkel des Seitenleitwerks beträgt für hohe Fluggeschwindigkeiten bei denen Kompressibilitätseffekte auftreten, zwischen 33° und 53° nach Roskam II. Es wird demnach eine Flügelpfeilung gewählt von

$$\varphi_{V.25} = 45^{\circ} \tag{5.11}$$

Kritische Machzahl:

Die effektive Machzahl des Widerstandsanstiegs des Seitenleitwerks ergibt sich zu

$$M_{DD,V} = M_{DD,H} = 0.91$$
$$M_{DD,eff,V} = M_{DD,V} \cdot \sqrt{\cos \varphi_{V,25}} = 0.77$$
(5.12)

Relative Dicke / Profil:

Die relative Profildicke des Seitenleitwerks ergibt sich durch den bereits bekannten Zusammenhang:

$$\left(\frac{t}{c}\right)_{V} = 0.3 \cdot \cos\varphi_{V,25} \left(\left[1 - \left(\frac{5 + M_{DD,\text{eff},\text{V}}^{2}}{5 + (k_{M} - 0.25 \cdot C_{L_{V}})^{2}}\right)^{3,5} \right] \frac{\sqrt{1 - M_{DD,\text{eff},\text{V}}^{2}}}{M_{DD,\text{eff},\text{V}}^{2}} \right)^{2/3}$$
(5.13)

$$\Rightarrow \left(\frac{t}{c}\right)_V = 13.7 \%$$

Da für Seitenleitwerke ausschließlich symmetrische Profile verwendet werden, wurde der Auftriebsbeiwert mit $C_{L_V} = 0$ angesetzt und für k_M wird $k_M = 1,32$ angenommen.

Die Profildicke des Seitenleitwerks beträgt näherungsweise $(t/c)_V = 13,7\%$. Um jedoch unterhalb der relativen Dicke des Tragflügels $(t/c)_W$ zu bleiben, wird eine Profil dicke von 12% angesetzt. Demnach wird analog zum Höhenleitwerk das NACA 0012-Profil nach Abbott gewählt.

Leitwerksfläche & Spannweite:

Die erforderliche Seitenleitwerksfläche lässt sich ebenfalls über den Leitwerksvolumenbeiwert berechnen. Die Ermittlung des Leitwerksvolumenbeiwertes lautet

$$C_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b} \tag{5.14}$$

Für das Seitenleitwerk wird der Hebelfarm l_H geringfügig vergrößert. Der Hebelarm für das Seitenleitwerk wird auf $l_V = 32,07$ m abgeschätzt. Weiterhin werden die Spannweite des Tragflügels und der Leitwerksvolumenbeiwerte nach Tabelle 5.2 benötigt. Auch hier wird der Leitwerksvolumenbeiwert um 10% reduziert, sodass ein Wert von $C_V = 0,081$ festgelegt wird. Daraus ergibt sich eine Leitwerksfläche von

$$S_V = \frac{C_V \cdot S_W \cdot b}{l_V} = 55,07 \, m^2 \tag{5.15}$$

und einer Seitenleitwerksspannweite von

$$b_V = \sqrt{A_V \cdot S_V} = 9,39\,m \tag{5.16}$$

Mittlere Aerodynamische Flügeltiefe (MAC):

Abschießend wird analog für das Seitenleitwerk die mittlere aerodynamischen Flügeltiefe berechnet. Die Flügelwurzel des Seitenleitwerks hat den Wert $c_{r,V} = 8,58$ m. Daraus ergibt sich eine mittlere aerodynamische Flügeltiefe von

$$C_{MAC,V} = \frac{2}{3} \cdot c_{r,V} \cdot \frac{1 + \lambda_V + \lambda_V^2}{1 + \lambda_V} = 6,27 \, m \tag{5.17}$$

5.3 Höhen- und Seitenruder

Bei der Bestimmung der Geometrien für Höhen- und Seitenruder wird sich an Daten ausgeführter Flugzeuge orientiert. Torenbeek und Roskam II enthalten detaillierte Tabellen mit Leitwerksund Ruderdaten.

Das Höhen- und Seitenruder beginnen am Rumpf und erstrecken sich bis zu etwa 90% der (Halb-) Spannweite des Leitwerks oder auch bis zur Spitze des Leitwerks. Die Profiltiefe der Ruder beträgt etwa 25 ... 40% der Profiltiefe des Leitwerks. Die Höhenruder werden maximal 15 ... 25° nach unten und maximal 25 ... 35° nach oben ausgeschlagen. Seitenruder werden maximal 25 ... 35° ausgeschlagen. Folgende Konfiguration wird für den Nachentwurf des A330-200 gewählt:

- Daraus ergibt sich eine Profiltiefe f
 ür H
 öhen- und Seitenruder von 30% der Profiltiefe der betreffenden Leitwerke.
- Das Seitenruder hat einen Maximalausschlag von 30°
- Das Höhenruder wird maximal 30° nach oben und 20° nach unten ausgeschlagen.
- Höhen- und Seitenruder beginnen jeweils am Rumpf und erstrecken sich bis zur Spitze des jeweiligen Leitwerks.

Das Höhenruder und das Seitenruder sind in Bild 5.3 dargestellt.



Bild 5.3: Höhen- & Seitenruder des A330-200 [3]
6 Masse und Schwerpunkte

In diesem Kapitel werden zwei Massenprognosen durchgeführt und gegenübergestellt. Dabei wird die Massenprognose der Class I nach Raymer und die detailliertere Massenprognose der Class II nach Torenbeek angewendet.

6.1 Class I Massenprognose nach Raymer

Die benötigten Flugzeuggruppen sind Flügel, Rumpf, Seitenleitwerk, Höhenleitwerk, Haupt und Bugfahrwerk, Triebwerke sowie Systeme. Bei den ersten vier dieser Gruppen wird der Bezugsparameter "umströmte Fläche" mit einem empirischen Faktor multipliziert und die so erhaltenen Massen addiert. Aus den vorangegangenen Entwurfsschritten sind die Flächen bekannt. Für Fahrwerke und Systeme wird ein fester Gewichtsanteil an der maximalen Startmasse angenommen. Die Masse der Triebwerke muss noch bestimmt werden und wird mit einem Faktor für Anbauteile versehen.

Parameter	Formelzeichen	Wert
Flügelfläche	S_W	$361,60 \text{ m}^2$
Höhenleitwerksfläche	S_H	$77,40 \text{ m}^2$
Seitenleitwerksfläche	S_V	$55{,}07~\mathrm{m^2}$
Spannweite	b	60,30 m
Flügelwurzel, Rumpf	c_r	$11,40 {\rm m}$
Profiltiefe, innen	c_k	7,73 m
Knickspannweite, innen	y_k	8,28 m
Rumpfdurchmesser	d_F	5,82 m
Rumpflänge	l_F	$58{,}31~\mathrm{m}$
Schlankheitsgrad	λ_F	10,01
Startschub	T_{TO}	605612 N
Nebenstromverhältnis	μ	5

Tabelle 6.1: Entwurfsparameter zur Class I Massenprognose nach Raymer

Zunächst werden die umströmten Flächen der einzelnen Flugzeuggruppen berechnet. Für den Flügel wird die doppelte Flügelfläche abzüglich der doppelten vom Rumpf verdeckten Flügelfläche betrachtet. Es ergibt sich mit den Flügelparametern aus Kapitel 4.2 folgende Beziehung:

$$S_{exp,W} = 2\left(S_W - S_{W,F}\right) = 2\left(S_W - \left[c_r - \frac{c_r - c_k}{y_k} \cdot \frac{d_F}{4}\right] \cdot d_F\right) = 598,01 \, m^2 \tag{6.1}$$

Die benetzte Fläche des Rumpfes ergibt sich nach Scholz zu

$$S_{wet,F} = \pi d_F l_F \left(1 - \frac{2}{\lambda_F} \right)^{2/3} \cdot \left(1 - \frac{1}{\lambda_F^2} \right) = 909,91 \, m^2 \tag{6.2}$$

Für die Leitwerke wird zunächst eine grobe Abschätzung vorgenommen. Es ergibt sich ein Wert von

$$S_{exp,tail} = 2\left(S_H + S_V\right) = 264,94 \,m^2 \tag{6.3}$$

Für die Masse der beiden Triebwerke gilt nach Scholz:

$$m_{E,ges} = \frac{0.0724}{g} \cdot (T_{TO})^{1,1} \cdot e^{-0.045\,\mu} = 13513,48\,kg \tag{6.4}$$

				3 e 1
	Faktor	Formelzeichen	Bezugsgröße	Masse
Flügel	49	$S_{exp,W}$	$598,01 \ {\rm m}^2$	$29302{,}49~\mathrm{kg}$
Rumpf	24	$S_{wet,F}$	909,91 ${\rm m}^2$	21837,84 kg
Leitwerke	27	$S_{exp,tail}$	$264{,}94~\mathrm{m}^2$	7153,38 kg
Bugfahrwerk	0,006	m_{MTO}	$240212~\rm kg$	$1441,\!27 \ {\rm kg}$
Hauptfahrwerk	0,037	m_{MTO}	$240212~\rm kg$	$8887,\!84~\mathrm{kg}$
Triebwerke	$1,\!3$	$m_{E,ges}$	13513,48 kg	17567,52 kg $$
Systeme	$0,\!17$	m_{MTO}	$240212~\mathrm{kg}$	$40836,04 \ \rm kg$
Betriebsleermasse	-	m_{OE}	-	Σ 127026,39 kg

Nun kann die Massenprognose anhand der oben berechneten Bezugsparameter durchgeführt werden.

Tabelle 6.2: Massenaufteilung Class I Massenprognose nach Raymer

¹ Masse = Faktor \cdot Bezugsgröße

Die Kraftstoffmasse sowie die maximale Nutzlast bei gegebener Reichweite sind bereits ermittelt worden [siehe Tabelle 2.7]. Somit ergibt sich nach Gl. (6.5) für die Class I Massenprognose eine maximale Abflugmasse von:

$$m_{MTO} = m_{OE} + m_{MPL} + m_F = 247786,39 \, kg \tag{6.5}$$

6.2 Class II Massenprognose nach Torenbeek

Zunächst werden die Massen der Massengruppen Flügel, Rumpf, Höhenleitwerk, Seitenleitwerk, Fahrwerk, Triebwerksgondel, installierte Triebwerke und Systeme mit empirischen Formeln und dem Eingangswert für die maximale Startmasse aus der Dimensionierung abgeschätzt.

Flügelmasse:

Die Flügelmasse kann für Flugzeuge mit einer maximalen Startmasse von mehr als 5700 kg nach folgender Gleichung berechnet werden:

$$\frac{m_W}{m_{MTO}} = 6.67 \cdot 10^{-3} \cdot b_s^{0.75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}}\right) \cdot n_{ult}^{0.55} \cdot \left(\frac{b_s/t_r}{m_{MZF}/S_W}\right)^{0.3}$$
(6.6)

Darin ist b_s die strukturelle Spannweite, die sich zusammensetzt aus $b_s = b \cdot \cos \varphi_{50} = 55,42$ m Der Bruchlastfaktor hat einen Wert von $n_{ult} = n_{lim} \cdot 1,5 = 3,75$, wobei das sichere Lastvielfache nach JAR 25.337 zu $n_{lim} = 2,5$ bestimmt wurde.

Der Faktor b_{ref} ist ein Referenzwert und liegt bei $b_{ref} = 1,905$ m.

Ein typischer Wert für das Verhältnis aus struktureller Spannweite und Profildicke an der Flügelwurzel bei freitragendem Flügel ist $b_s/t_r = 40$.

Der Wert der maximalen Nullkraftstoffmasse wird aus der Dimensionierung übernommen und beträgt $m_{MZF} = 165452$ kg.

Mit all diesen Parametern ergibt sich nach Gl. (6.6) für die Flügelmasse:

$$m_W = \frac{m_W}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} = 0,160 \cdot 240212 \, kg = 38433,92 \, kg$$

Letztlich müssen für noch zwei Korrekturen vorgenommen werden:

- $\blacksquare + 2\%$ für einen Flügel mit Spoilern
- \blacksquare -5% für zwei Triebwerke am Flügel

Somit ergibt sich eine finale Flügelmasse zu:

$$\Rightarrow m_W = 37280,90 \, kg$$

Rumpfmasse:

Die Rumpfmasse wird für Flugzeuge mit Sturzfluggeschwindigkeiten $V_D > 128,6$ m/s und kreisförmigen Rumpfquerschnitt berechnet mit:

$$m_F = 0.23 \cdot \sqrt{V_D \cdot \frac{l_H}{2d_F}} \cdot S_{F,wet}^{1,2} = 22197,02 \, kg \tag{6.7}$$

mit dem Hebelarm des Höhenleitwerks l_H , dem Rumpfdurchmesser und der Sturzflugmachzahl M_D . Die Sturzflugmachzahl ist erfahrungsgemäß um $\Delta M = 0.05 \dots 0.09$ größer als die Reiseflugmachzahl M_{CR} . Die Sturzflugmachzahl beträgt somit $M_D = M_{CR} + 0.09 = 0.95$. Daraus lässt sich die Sturzfluggeschwindigkeiten ermitteln

$$V_D = M_D \cdot a = 280,31 \,\frac{m}{s} \tag{6.8}$$

Höhenleitwerksmasse & Seitenleitwerksmasse:

Die Bestimmung der Masse von Höhen- und Seitenleitwerk wird in zwei äquivalenten Rechengängen durchgeführt:

$$m_H = k_H S_H \left(62 \cdot \frac{S_H^{0,2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos(\varphi_{H,50})}} - 2,5 \right)$$
(6.9)

$$m_V = k_V S_V \left(62 \cdot \frac{S_V^{0,2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos(\varphi_{V,50})}} - 2,5 \right)$$
(6.10)

Für eine trimmbare Höhenflosse gilt hierbei $k_H = 1,10$ und für das Seitenleitwerk wird der Faktor $k_V = 1,0$ angesetzt. Für die Pfeilwinkel der 50%-Linien der Leitwerke ergeben sich folgende Werte:

$$\tan \varphi_{H,50} = \tan \varphi_{H,25} - \frac{4}{A_H} \left[\frac{25}{100} \cdot \frac{1 - \lambda_H}{1 + \lambda_H} \right]$$
(6.11)

$$\Rightarrow \varphi_{H,50} = 29,59^{\circ}$$

$$\tan\varphi_{V,50} = \tan\varphi_{V,25} - \frac{4}{A_V} \left[\frac{25}{100} \cdot \frac{1 - \lambda_V}{1 + \lambda_V} \right]$$
(6.12)

$$\Rightarrow \varphi_{V,50} = 35,22^{\circ}$$

Mit den Leitwerksflächen ergeben sich somit nach Gl. (6.9) & Gl. (6.10) für das Höhen- und das Seitenleitwerk die Massen:

$$m_H = 3573,82 \, kg$$

 $m_V = 2222,98 \, kg$

 $\underline{Fahrwerksmasse}$:

Die Massen von Hauptfahrwerk und Bugfahrwerk werden für beide mit folgenden Beziehung ermittelt:

$$m_{LG,i} = A_{LG} + B_{LG} \cdot (m_{MTO})^{3/4} + C_{LG} \cdot m_{MTO} + D_{LG} \cdot (m_{MTO})^{3/2}$$
(6.13)

Die Koeffizienten zur Berechnung der Fahrwerksmasse werden aus Tabelle 6.3 entnommen.

gear component	A_{LG}	B_{LG}	C_{LG}	D_{LG}
main gear	18,1	$0,\!131$	$0,\!019$	$2,\!23 \cdot 10^{-5}$
nose gear	9,1	0,082	-	$2,97 \cdot 10^{-6}$

Tabelle 6.3: Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmasse [2]

Demnach ergibt sich eine Hauptfahrwerksmasse von

$$m_{LG,M} = 18.1 + 0.131 \cdot (m_{MTO})^{3/4} + 0.0190 \cdot m_{MTO} + 2.23 \cdot 10^{-5} \cdot (m_{MTO})^{3/2} = 8628.94 \, kg$$

und eine Bugfahrwerksmasse von

$$m_{LG,N} = 9.1 + 0.082 \cdot (m_{MTO})^{3/4} + 2.97 \cdot 10^{-6} \cdot (m_{MTO})^{3/2} = 1248,50 \, kg$$

Masse der Triebwerksgondel:

Mit dem Startschub aus der Dimensionierung kann die Masse der Triebwerksgondeln bei ZTL-Triebwerken (turbo fan) mit folgender Gleichung bestimmt werden:

$$m_N = \frac{0.065 \cdot T_{TO}}{g} = 4012,72 \, kg \tag{6.14}$$

Masse der installierten Triebwerke:

Als nächstes wird die Masse der installierten Triebwerke berechnet:

$$m_{E,inst} = k_E \cdot k_{thr} \cdot m_{E,ges} = 18337,79 \, kg \tag{6.15}$$

Für strahlgetriebene Verkehrsflugzeuge mit Triebwerken in Gondeln beträgt $k_E = 1,15$. Der Faktor k_{thr} berücksichtigt den Einfluss des Umkehrschubs mit $k_{thr} = 1,18$. Für die Masse der beiden Triebwerke wird der Wert aus Gl. (6.4) übernommen.

Masse der Systeme:

Schließlich ist noch die Masse der Systeme zu ermitteln:

$$m_{SYS} = k_{equip} \cdot m_{MTO} + 0.768 \cdot k_{F/C} \cdot (m_{MTO})^{2/3} = 21828.56 \, kg \tag{6.16}$$

Für ein Langstreckenflugzeuge ist hier $k_{equip} = 0,08$. Der von der Art der Flugsteuerung abhängige Faktor für Flugzeuge mit Landeklappen, Vorflügeln und Spoiler bei hydraulischer Energieversorgung beträgt $k_{F/C} = 0,88$.

Betriebsleermasse:

Aus der Summe der einzelnen Massenanteile ergibt sich eine Betriebsleermasse von

$$m_{OE} = \Sigma m_i = 119331,23 \, kg$$

Maximale Startmasse:

Aus der Betriebsleermasse und der "mission fuel fraction" kann die maximale Startmasse berechnet werden kann. Der Wert wird nun als Startwert für eine erneute Berechnung der Einzelmassen herangezogen. Die Iteration wird wiederholt, bis die Änderung der maximalen Startmasse zwischen zwei Schritten unter 0.5% liegt.

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL} + m_{OE}}{M_{ff}} = 244935,15\,kg \tag{6.17}$$

Die Ergebnisse der Iterationen für die maximale Startmasse werden in Tabelle 6.4 angegeben.

Iteration	Maximale Startmasse m_{MTO}	Abweichung $\Delta\%$
0	$240212,00 \ \mathrm{kg}$	-
1	$244935,15 \ \mathrm{kg}$	1,97~%
2	$246930,05 \ \mathrm{kg}$	$0,\!81~\%$
3	$247772,80 \ \mathrm{kg}$	$0{,}34~\%$

Tabelle 6.4: Iteration der Class II Massenprognose nach Torenbeek

Die Iteration wird an dieser Stelle beendet, da die Änderung der maximalen Startmasse zwischen zwei Iterationsschritten unter 0.5% liegt.

Parameter	Formelzeichen	Wert
Flügelmasse	m_W	38323,54 kg
Rumpfmasse	m_F	$22197,02 \ \mathrm{kg}$
Höhenleitwerksmasse	m_H	$3573,82 \mathrm{kg}$
Seitenleitwerksmasse	m_V	$2222,98 \mathrm{kg}$
Hauptfahrwerksmasse	$m_{LG,M}$	$8897,20 \mathrm{~kg}$
Bugfahrwerksmasse	$m_{LG,N}$	$1267,09 \mathrm{kg}$
TRW-Gondelmasse	m_N	4012,72 kg
Installierte TRW-Masse	$m_{E,inst}$	$18337,79 \mathrm{kg}$
Systemmasse	m_{SYS}	$22414,\!47 {\rm \ kg}$
Σ Betriebsleermasse	m_{OE}	121246,64 kg
Maximale Startmasse	m_{MTO}	247772,80 kg

 Tabelle 6.5:
 Massenaufteilung Class II Massenprognose nach Torenbeek

Folglich ist zu prüfen, ob das Endergebnis um mehr als 5% vom Anfangswert abweicht. Wenn dies der Fall ist, müssen die Flügelfläche und der Startschub angepasst und eine neue Iteration gestartet werden.

Mit dem Endergebnis aus Tabelle 6.6 ergibt sich eine Abweichung von kleiner 5% zum Startwert, womit die zulässige Grenze nicht überschritten wird.

	Dimensionierung	Class I	Class II
Maximale Startmasse m_{MTO}	$240212,00 \ \mathrm{kg}$	247786,39 kg	247772,80 kg
$\Delta\%$ Abweichung von Dimensionierung	-	$3,\!153~\%$	$3,\!148~\%$
$\Delta\%$ Abweichung zum Referenzflugzeug [*] (Airbus A330-200)	0,738~%	2,391~%	2,385~%

Tabelle 6.6: Vergleich der Massenprognosen

 * Maximale Startmasse nach Airbus m_{MTO} = 242000 kg

6.3 Schwerpunktberechnung

Das Flugzeug wird für die Schwerpunktberechnung in zwei Hauptgruppen aufgeteilt:

- Hauptgruppe Rumpf (FG): Leitwerke, Rumpf, Systeme und Bugfahrwerk
- Hauptgruppe Flügel (WG): Flügel, Hauptfahrwerk, Triebwerke und Gondeln

Für beide Gruppen werden nun die Masse und der jeweilige Schwerpunkt ermittelt. Der Flugzeugschwerpunkt soll bei 25% MAC liegen. Damit diese Forderung erfüllt wird, muss die Lage der Flügelgruppe bezüglich der Rumpfgruppe angepasst werden.

Die Lage der Schwerpunkte einzelner Massengruppen wie Triebwerke, Leitwerke und Fahrwerke wird näherungsweise aus den technischen Spezifikationen von Airbus [3] entnommen. Der Schwerpunkt der Systeme und der Ausrüstung wird mit 40% der Rumpflänge und der Rumpfschwerpunkt bei 42,5% der Rumpflänge angenommen. Die Rumpfnase wird als allgemeiner Nullpunkt gewählt. Die Schwerpunktlagen von Flügel, Höhen- und Seitenleitwerk werden nach Marckwardt abgeschätzt.

Die Ergebnisse der Massengruppen werden in Tabelle 6.7 und 6.8 zusammengetragen.

Massengruppe	Formelzeichen	Masse	Schwerpunkt	
		$[m_i]$	$[S_p]$	$[m_i \cdot S_{sp}]$
Rumpf	m_F	$22197,02 \ \rm kg$	23,32 m	517723,33 kgm
Systeme	m_{SYS}	22414,47 kg	$24{,}78~\mathrm{m}$	555469,92 kgm
Höhenleitwerk	m_H	3573,82 kg $$	$49{,}27~\mathrm{m}$	176081,94 kgm
Seitenleitwerk	m_V	$2222,\!98~\mathrm{kg}$	$47{,}43~\mathrm{m}$	$105435,\!89 \mathrm{\ kgm}$
Bugfahrwerk	$m_{LG,N}$	$1267{,}09~\mathrm{kg}$	$5{,}99~\mathrm{m}$	7589,89 kgm
Σ Summe	m_{FG}	$52310,49 \ \mathrm{kg}$	-	1377203,44 kgm
Gesamtschwerpunkt	X_{FG}		26,36 m	

Tabelle 6.7:	Schwerpunkt	der Rumpfgruppe
--------------	-------------	-----------------

Massengruppe	Formelzeichen	Masse	Schwerpunkt	
		$[m_i]$	$[S_p]$	$[m_i \cdot S_{sp}]$
Flügel	m_W	$38323,54 \ \rm kg$	$24{,}74~\mathrm{m}$	948124,48 kgm
Hauptfahrwerk	$m_{LG,M}$	$8897{,}20~\mathrm{kg}$	$28{,}85~\mathrm{m}$	$256684{,}19~\mathrm{kgm}$
TWR-Gondel	m_N	4012,72 kg $$	$18{,}23~\mathrm{m}$	$73151,\!89 { m ~kgm}$
Triebwerke	$m_{E,inst}$	$18337,79 \ { m kg}$	18,84 m	$345483,\!93 \mathrm{~kgm}$
Σ Summe	m_{WG}	$69571,25 \ \rm kg$	-	$1623444,52 \ \mathrm{kgm}$
Gesamtschwerpunkt	X_{WG}		23,33 m	

Tabelle 6.8:	Schwerpunkt der	· Flügelgruppe
--------------	-----------------	----------------

Bei der Bestimmung des zur Flügelgruppe zugehörigen Schwerpunkts wurde zunächst angenommen, dass der Abstand von der Rumpfnase bis zur Vorderkante der mittleren aerodynamischen Profilsehne $X_{WG,LEMAC} = 24,64$ m beträgt [Bild 6.1].



Bild 6.1: Vorderkante der mittleren aerodynamischen Profilsehne (LEMAC) [3]

Im Anschluss kann der Abstand des Schwerpunkts der Flügelgruppe zur Vorderkante der mittleren aerodynamischen Profilsehne bestimmt werden.

$$X_{WG,LEMAC} = X_{LEMAC} - X_{WG} = 1,90 \, m \tag{6.18}$$

Dieser Wert bleibt für die weiteren Rechnungen konstant. Weiterhin besteht die Forderung, dass der Schwerpunkt des leeren Flugzeugs auf der 25%-Linie der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe liegen soll.

$$X_{CG,LEMAC} = 0.25 \cdot C_{MAC} = 1.82 \, m \tag{6.19}$$

Mittels Momentengleichgewichts um LEMAC kann die erforderliche Verschiebung des Flügels ermittelt werden.

$$X_{LEMAC} = X_{FG} - X_{CG,LEMAC} + \frac{m_{WG}}{m_{FG}} \cdot (X_{WG,LEMAC} - X_{CG,LEMAC}) = 24,65 \, m \quad (6.20)$$

Der Gesamtschwerpunkt des Flugzeugs liegt somit

$$X_{CG} = X_{CG,LEMAC} + X_{LEMAC} = 26,47\,m \tag{6.21}$$

von der Nasenvorderkante entfernt. Da das Flugzeug aufgrund der unterschiedlichen Beladeszenarien über einen Schwerpunktbereich nach Roskam II von 0,32 C_{MAC} verfügen muss, ergeben sich der vordere Schwerpunkt (C.G. most fwd.) und der hintere Schwerpunkt (C.G. most aft.) zu

$$X_{CG,most,fwd} = X_{CG} - 0.5 \cdot 0.32 \cdot C_{MAC} = 25.31 \, m \tag{6.22}$$

$$X_{CG,most,aft} = X_{CG} + 0.5 \cdot 0.32 \cdot C_{MAC} = 27.64 \, m \tag{6.23}$$

7 Leitwerksauslegung II

Nachdem in Kapitel 5 bereits eine erste Abschätzung der Leitwerksflächen durchgeführt wurde, kann nun basierend auf der Schwerpunktberechnung die endgültige Auslegung der Leitwerke vorgenommen werden.

7.1 Höhenleitwerk II

Die Auslegungen nach Steuerbarkeit und Stabilität liefern mit der Variablen (x_{CG-AC}) (Abstand von AC zum Schwerpunkt bezogen auf MAC) je eine Geradengleichung. Diese Geraden lassen sich in ein gemeinsames Diagramm eintragen. In Abhängigkeit vom erforderlichen Schwerpunktbereich kann daraus die resultierende Höhenleitwerksfläche ermittelt werden.

7.1.1 Auslegung nach Steuerbarkeit

Die Triebwerke befinden sich unter dem Flügel, somit ist als kritischer Flugzustand der Landeanflug bei maximaler Klappenstellung dimensionierend. Es entsteht, dadurch dass der Druckpunkt sich wegen des Klappenausschlags nach hinten verlagert und die Triebwerke wenig Schub liefern, ein negatives Nickmoment. Die Fläche des Höhenleitwerks nach Steuerbarkeitsforderung wird bestimmt durch eine Geradengleichung der Form von

$$\frac{S_H}{S_W} = \frac{C_L}{C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{l_H}{C_{MAC}}} \cdot \overline{(x_{CG-AC})} + \frac{C_{M,W} + C_{M,E}}{C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{l_H}{C_{MAC}}}$$
(7.1)

Der Auftriebsbeiwert ist nach der Dimensionierung $C_L = 2,80$. Da das Höhenleitwerk Abtrieb produziert, wird der Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerkes auf $C_{L,H} = -0,5$ angesetzt. Ein üblicher Wert für den Parameter η_H nach Datcom ist $\eta_H = 0,9$.

Die Schwerpunktlage des Höhenleitwerks $X_{AC,HLW}$ ist Tab. 6.7 zu entnehmen.

Für den Leitwerkshebelarm ergibt sich mit den Ergebnissen der Schwerpunktberechnung

$$l_H = X_{AC,HLW} - X_{LEMAC} - X_{AC,LEMAC} = 22,80 \,m \tag{7.2}$$

Der Wert $X_{AC,LEMAC}$ setzt sich zusammen aus $C_{MAC}/4 = 1,82$ m.

Mit Hilfe des Leitwerkshebelarms und dem bereits bekannten Wert für die mittlere aerodynamische Flügeltiefe kann die Steigung der Geraden bestimmt werden.

$$a = \frac{C_L}{C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{l_H}{C_{MAC}}} = -1,987$$

Folglich müssen noch der Nickmomentenbeiwert durch die Triebwerke $C_{M,E}$ und der Nickmomentenbeiwert des Flügels $C_{M,W}$ ermittelt werden.

Der Nickmomentenbeiwert durch die Triebwerke setzt sich zusammen aus:

$$C_{M,E} = \frac{-T \cdot z_E}{q \cdot S_W \cdot C_{MAC}} \tag{7.3}$$

Aus vorangegangenen Kapiteln sind die Flügelfläche, Startschub und die Anfluggeschwindigkeit bekannt. Es wird angenommen, dass zur Überwindung des durch den Klappenausschlag stark erhöhten Widerstands beim Landeanflug noch ein Schub von

$$T = 0.3 \cdot T_{TO} = 181683,60 \, N \tag{7.4}$$

erforderlich ist. Der erforderliche Staudruck zusammensetzt sich aus

$$q = \frac{\rho_o}{2} \cdot V_{APP}^2 = 3105,03 \,\frac{N}{m^2} \tag{7.5}$$

Es muss lediglich der Abstand des Flugzeugschwerpunkts zum Triebwerk bestimmt werden. Dies erfolgt durch Abschätzung aus den Datenblättern nach Airbus [Bild 7.1]. Der Höhenabstand vom Flugzeugschwerpunktes zum Triebwerksschwerpunkt beträgt $z_E = -2,81$ m.



Bild 7.1: Abstand des Flugzeugschwerpunktes zum Triebwerk [3]

Daraus folgt nach Gl. (7.3) ein durch Triebwerksschub bedingter Nickmomentenbeiwert von

$$C_{M,E} = \frac{-T \cdot z_E}{q \cdot S_W \cdot C_{MAC}} = 0,063$$

Der Nickmomentenbeiwert durch die Flügel setzt sich zusammen aus

$$C_{M,W} = c_{M,0,flaped} \cdot \frac{A \cdot \cos^2 \varphi_{W,25}}{A + 2 \cdot \cos \varphi_{W,25}} + \left(\frac{\Delta c_{M,0}}{\varepsilon_t}\right) \cdot \varepsilon_t$$
(7.6)

Das Nickmoment des Profils bei ausgefahrenen Klappen ergibt sich für Fowler- oder Spaltklappen zu

$$c_{M,0,flaped} = c_{M,0} + \Delta c_{L,flaped} \cdot \left[\frac{X_{AC}}{C_{MAC}} - 0.44 \cdot \left(\frac{c'}{c}\right)\right]$$
(7.7)

Der Nickmomentenbeiwert des Profils ohne Klappenausschlag wird aus dem Profilkatalog von Abbott entnommen und liegt bei $c_{M_0} = -0.11$ [Bild 4.7].

Die Zunahme des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch Klappen wurde bereits in Gl. (4.52) ermittelt und beträgt $\Delta c_{L,flaped} = 2,10.$

Die Lage des Neutralpunktes bezogen auf die mittlere aerodynamische Flügeltiefe beträgt $X_{AC}/C_{MAC} = 0,25$ und die benötigten Parameter zur Bestimmung der relativen Profiltiefenerhöhung durch den Klappenausschlag können aus dem Kapitel 4.11 entnommen werden.

$$\left(\frac{c'}{c}\right) = \frac{(0,3 \cdot c \cdot \cos(50^\circ) + c)}{c} = 1,19$$

Damit erhält man nach Gl. (7.7) ein Nickmomentenbeiwert bei ausgefahrenen Klappen von

$$c_{M,0,flaped} = -0.68$$

Mit den Daten aus der Flügelauslegung: $\varepsilon_t = -3^{\circ}$ und dem abgelesenen Wert ($\Delta c_{M,0}/\varepsilon_t$) = -0,0115 deg⁻¹ aus Bild 7.2 kann der Nickmomentenbeiwert des Flügels nach Gl. (7.6) bezogen auf den Neutralpunkt berechnet werden.

$$C_{M,W} = -0.41$$



Bild 7.2: Parameter zur Bestimmung des Nickmomentenbeiwerts nach Scholz [2]

Mit diesen Werten kann nun der y-Achsenabschnitt der Geradengleichung berechnet werden:

$$b = \frac{C_{M,W} + C_{M,E}}{C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{l_H}{C_{MAC}}} = 0,249$$
(7.8)

Die Auslegung nach Steuerbarkeit liefert somit nach Gl. (7.1) die Geradengleichung:

$$\frac{S_H}{S_W} = -1,987 \cdot \overline{(x_{CG-AC})} + 0,249 \tag{7.9}$$

7.1.2 Auslegung nach Stabilität

Die Fläche des Höhenleitwerks nach Stabilitätsforderung ist gegeben durch eine Geradengleichung der Form:

$$\frac{S_H}{S_W} = \frac{C_{L,\alpha,W}}{C_{L,\alpha,H} \cdot \eta_H \cdot (1 - \delta\varepsilon/\delta\alpha) \cdot \frac{l_H}{C_{MAC}}} \cdot \overline{(x_{CG-AC})}$$
(7.10)

Der Auftriebsgradient des Flügels beträgt nach Gl. (4.34) $C_{L,\alpha,W} = 0,123 \text{ deg}^{-1} = 7,02 \text{ rad}^{-1}$. Der Auftriebsgradient des Höhenleitwerks ergibt sich mit den Daten aus Kapitel 5.1 und aus Gl. (6.11) mit dem Wert für den Pfeilwinkel $\varphi_{H,50} = 29,59^{\circ}$ zu

$$C_{L,\alpha,H} = \frac{2\pi A_H}{2 + \sqrt{A_H^2 \cdot (1 + \tan^2 \varphi_{H,50} - M^2) + 4}} = 4,98 \frac{1}{rad} = 0,087 \frac{1}{deg}$$

Der Abwindgradient am Höhenleitwerk wird berechnet durch:

$$\delta \varepsilon / \delta \alpha = 4,44 \cdot (k_A \cdot k_\lambda \cdot k_H \cdot \sqrt{\cos \varphi_{25}})^{1,19} \cdot \left[\frac{(C_{L,\alpha})_M}{(C_{L,\alpha})_{M=0}} \right]$$
(7.11)

Die Faktoren für die Flügelstreckung k_A , Flügelzuspitzung k_λ und der Lagefaktor für das Höhenleitwerk k_H werden über die folgenden Gleichungen bestimmt:

$$k_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1,7}} = 0.08 \tag{7.12}$$

$$k_{\lambda} = \frac{10 - 3 \cdot \lambda}{7} = 1,33 \tag{7.13}$$

$$k_H = \frac{1 - |z_H/b|}{\sqrt[3]{2(l_H/b)}} = 1,05 \tag{7.14}$$

Bei der Bestimmung von k_H wurde für den vertikalen Abstand zwischen Flügel und Höhenleitwerk der Parameter $z_H = 2,60$ m gewählt. Der Abstand z_H stellt die Höhendifferenz zwischen der Flügelwurzel-Profilsehne und der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe des Höhenleitwerks dar [Bild 7.3].



Bild 7.3: Abstand zwischen Flügelwurzel des Flügels und der HLW-MAC [3]

 $(C_{L,\alpha})_M$ ist aus Gl. (4.34) zu entnehmen und $(C_{L,\alpha})_{M=0}$ beträgt:

$$(C_{L,\alpha})_{M=0} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{A^2 \cdot (1 + \tan^2 \varphi_{W,50} - M^2) + 4}} = 4.81 \frac{1}{rad}$$

Man erhält som
it über Gl. $\left(7.11\right)$ einen Abwindgradienten von

$$\delta\varepsilon/\delta\alpha = 4,44 \cdot \left(k_A \cdot k_\lambda \cdot k_H \cdot \sqrt{\cos\varphi_{W,25}}\right)^{1,19} \cdot \left[\frac{(C_{L,\alpha})_M}{(C_{L,\alpha})_{M=0}}\right] = 0,44$$

Nun kann die Geradengleichung für die weitere Auslegung nach Stabilität mit Gl. (7.10) aufgestellt werden.

$$\frac{S_H}{S_W} = 0.8981 \cdot \overline{(x_{CG-AC})}$$

7.1.3 Ermittlung der Höhenleitwerksfläche

Die beiden zuvor bestimmten Geradengleichungen können nun in ein gemeinsames Diagramm eingetragen werden. Dabei ist zu berücksichtigen, dass die hintere Schwerpunktlage einen Sicherheitsabstand zur natürlichen Stabilitätsgrenze wie oben errechnet einhalten muss. Dieses Maß der statischen Längsstabilität liegt bei Strahlverkehrsflugzeugen bei 5% MAC. Dieser Wert wird noch um 3% MAC verringert, bedingt durch die Vernachlässigung der Triebwerkseffekte.

Der zulässige Schwerpunktbereich (SP-Bereich) liegt nun zwischen den Geraden, die sich aus der Steuerbarkeitsanforderung und der Stabilitätsanforderung abzüglich des Stabilitätsmaßes ergeben. Zwischen diesen Geraden kann nun der erforderliche Schwerpunktbereich von 0,32 MAC eingefügt werden, woraus sich die erforderliche Leitwerksfläche ergibt.

Das Diagramm zur Ermittlung der Höhenleitwerksfläche ist in Bild 7.4 dargestellt.



Bild 7.4: Ermittlung der erforderlichen Höhenleitwerksfläche

Mit dem im Diagramm abgelesenen Wert von $S_H/S_W = 0,229$ ergibt sich eine Höhenleitwerksfläche von $S_H = 82,81$ m².

Die Abweichung von 6,99% liegt unter der zulässigen Abweichung von 10%. Daher sind keine Anpassungen der Höhenleitwerksparameter erforderlich. Zuletzt muss noch die Spannweite des Höhenleitwerks neu ermittelt werden. Die neue Spannweite beträgt $b_H = 20,35$ m.

Leitwerkauslegung	Höhenleitwerksfläche S_H
Ι	$77{,}40~\mathrm{m}^2$
II	$82{,}81~\mathrm{m}^2$
Abweichung $\Delta\%$	$6{,}99\%$

Tabelle 7.1: Flächenabweichung der Höhenleitwerksauslegung

7.2 Seitenleitwerk II

Die Auslegung des Seitenleitwerks findet ebenfalls nach Steuerbarkeits- und Stabilitätsforderung statt. Bei der Bestimmung der Seitenleitwerksfläche wird die größere der beiden Flächen ausgewählt.

7.2.1 Auslegung nach Steuerbarkeit

Der dimensionierende Flugfall für das Seitenruder eines mehrmotorigen Flugzeugs ist in der Regel der Triebwerksausfall beim Start. Das zum ausgefallenen Triebwerk symmetrisch angeordnete aktive Triebwerk verursacht bei insgesamt zwei Triebwerken ein Moment von

$$N_E = \frac{T_{TO}}{2} \cdot y_E \tag{7.15}$$

Der Triebwerksabstand y_E wird aus Bild 7.5 entnommen.



Bild 7.5: Triebwerksabstand zur Center Line [3]

Aus Gl. (7.15) ergibt sich somit ein Moment von

$$N_E = \frac{T_{TO}}{2} \cdot y_E = 2,84 \cdot 10^6 \, Nm$$

Hierbei ist zu berücksichtigen, dass das ausgefallene Triebwerk noch einen Widerstand verursacht. Dieses führt bei Jets mit hohem Nebenstromverhältnis zu einer Erhöhung des Moments von

$$N_D = N_E \cdot 0.25 = 7.09 \cdot 10^5 \, Nm$$

Abschließend ergibt sich also ein gesamtes Moment von

$$N_V = N_E + N_D = 3,55 \cdot 10^6 \, Nm \tag{7.16}$$

Nach JAR 25.149(b) ist zum Ausgleich dieses Moments ein Flug mit einem Hängewinkel von maximal 5° zulässig. Damit kann ein kleiner Schiebewinkel erzwungen werden. Der Schiebewinkel erzeugt eine Seitenkraft am Seitenleitwerk, die genutzt wird um das entstandene Moment aus Gl. (7.16) auszugleichen. Es wird angenommen, dass das ausgleichende Moment einzig durch den Seitenruderausschlag erzeugt wird. Das Moment durch das Seitenruder entspricht:

$$N_{V} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{MC}^{2} \cdot \delta_{F} \cdot \left[\frac{c_{L,\delta}}{(c_{L,\delta})_{theory}}\right] \cdot (c_{L,\delta})_{theory} \cdot K' \cdot K_{\Lambda} \cdot S_{V} \cdot l_{V}$$
(7.17)

Mit diesen beiden Momenten kann die Seitenleitwerksfläche ermittelt werden:

$$S_V = \frac{N_V}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{MC}^2 \cdot \delta_F \cdot \left[\frac{c_{L,\delta}}{(c_{L,\delta})_{theory}}\right] \cdot (c_{L,\delta})_{theory} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot l_V}$$
(7.18)

Die Mindestfluggeschwindigkeit bei Triebwerksausfall ist $V_{MC} = 1, 2 \cdot V_S$.

Mit der Anfluggeschwindigkeit aus Gl. (2.1) und der Beziehung $V_{APP} = 1,3 \cdot V_S$ ergibt sich mit eine Überziehgeschwindigkeit von

$$V_{MC} = \frac{1.3}{1.2} \cdot V_{APP} = 77.13 \,\frac{m}{s} \tag{7.19}$$

Gemäß JAR 25.149(c) darf der Seitenruderausschlag den Wert von $\delta_F \leq 25^{\circ}$ nicht überschreiten. Daher wird für den erforderlichen Seitenruderausschlag $\delta_F = 25^{\circ} = 0.44 \ rad^{-1}$ angesetzt.

Nach Bild 4.15 beträgt der Korrekturfaktor zur Berücksichtigung der Pfeilung $K_{\Lambda} = 0.82$.

Der Leitwerkshebelarm wird bestimmt anhand von

$$l_V = X_{AC,SLW} - X_{LEMAC} - X_{AC,LEMAC} = 20,96 \, m \tag{7.20}$$

Die Parameter $c_{L,\delta}/(c_{L,\delta})_{theory}$ und $(c_{L,\delta})_{theory}$ können bei einem Hinterkantenwinkel $\Phi_{TE} = 13^{\circ}$ und dem vorhanden Verhältnis $c_f/c = 0,3$ in Bild 7.6 abgelesen werden. Allerdings muss $c_{L,\alpha}/(c_{L,\alpha})_{theory}$ durch logarithmische Interpolation tan $(0,5 \ \Phi)$ ermittelt werden.



Bild 7.6: Parameter zur Bestimmung der Seitenleitwerksfläche nach Scholz [2]

Folgende Werte werden abgelesen:

- *K*[′] ≈ 0,61
- $(c_{L,\delta})_{theory} \approx 4,50 \text{ rad}^{-1}$
- $c_{L,\alpha}/(c_{L,\alpha})_{theory} \approx 0.88$
- $c_{L,\delta}/(c_{L,\delta})_{theory} \approx 0.83$

Nach Gl. (7.18) ergibt sich für das Seitenleitwerk nach Steuerbarkeitsforderung eine Seitenleitwerksfläche von

$$S_V = 57,81 \, m^2$$

7.2.2 Auslegung nach Stabilität

Aus dem Momentengleichgewicht um den Flugzeugschwerpunkt bezüglich der Hochachse ergibt sich:

$$\frac{S_V}{S_W} = \frac{C_{N,\beta} - C_{N,\beta,F}}{-C_{Y,\beta,V}} \cdot \frac{b}{l_V}$$
(7.21)

Eine ausreichende statische Richtungsstabilität ist nach Roskam II mit dem Giermomentenbeiwert $C_{N,\beta} = 0.0571 \text{ rad}^{-1}$ festgelegt. Der Beiwert $C_{N,\beta,F}$ berücksichtigt das Giermoment, das durch aerodynamische Wirkungen am Rumpf bei einem Schiebewinkel erzeugt wird.

Es gilt:

$$C_{N,\beta,F} = -\frac{180}{\pi} \cdot k_N \cdot k_{R,l} \cdot \frac{l_F^2 \cdot d_F}{S_W \cdot b}$$

$$(7.22)$$

Der Parameter k_N wird durch folgende Beziehung bestimmt:

$$k_N = 0.01 \cdot \left[0.27 \cdot \frac{X_{CG}}{l_F} - 0.168 \cdot \ln\left(\frac{l_F}{d_F}\right) + 0.416 \right] - 0.0005 = 1.01 \cdot 10^{-3}$$
(7.23)

Mit der Reynoldszahl des Rumpfes im Reiseflug:

$$Re_F = \frac{V_{CR} \cdot l_F}{\nu} = 2,71 \cdot 10^8 \tag{7.24}$$

wobei die kinematische Viskosität in Reiseflughöh
e $\nu=5,4603\cdot10^{-5}~{\rm m^2/s}$ beträgt, lässt sich der Faktor $k_{R,l}$ berechnen zu

$$k_{R,l} = 0.46 \cdot \log\left(\frac{Re_F}{10^6}\right) + 1 = 2.12$$
 (7.25)

Damit lässt sich nun der Giermomentenbeiwert des Rumpfes nach Gl. (7.22) bestimmen:

$$C_{N,\beta,F} = -\frac{180}{\pi} \cdot k_N \cdot k_{R,l} \cdot \frac{l_F^2 \cdot d_F}{S_W \cdot b} = -0.11 \frac{1}{rad}$$

Der Beiwert $C_{N,\beta,V}$ berücksichtigt die aerodynamische Wirkung des Seitenleitwerks bei einem Schiebewinkel. Der betreffende Wert wird auch als Giermomentenbeiwert des Seitenleitwerks bezeichnet.

$$C_{Y,\beta,V} = -\left(C_{L,\alpha}\right)_V \tag{7.26}$$

Mit dem Pfeilwinkel aus Gl. (6.12) ergibt sich für den Auftriebgradienten des Seitenleitwerks:

$$(C_{L,\alpha})_V = \frac{2\pi A_V}{2 + \sqrt{A_V^2 \cdot (1 + \tan^2 \varphi_{V,50} - M^2) + 4}} = 2,27 \frac{1}{rad}$$
(7.27)

Damit kann nun nach Gl. (7.21) das Verhältnis der Flächen von Seitenleitwerk und Flügel berechnet werden.

$$\frac{S_V}{S_W} = \frac{C_{N,\beta} - C_{N,\beta,F}}{-C_{Y,\beta,V}} \cdot \frac{b}{l_V} = 0,214$$

Daraus ergibt sich für das Seitenleitwerk nach der Stabilitätsforderung eine Fläche von

$$S_V = 77,56 \, m^2$$

Für das Seitenleitwerk ist in der Regel die größere der beiden Seitenleitwerksflächen zu wählen, die sich aus der Steuerbarkeitsanforderung und der Stabilitätsanforderung ergibt. Beim Vergleich der ermittelten Seitenleitwerksflächen in Tabelle 7.2 zeigt sich jedoch, dass die Abweichungen zwischen den Ergebnissen der Seitenleitwerksflächen zu groß sind.

Tabelle 7.2: Flächenabweichung der Seitenleitwerksauslegung

Leitwerkauslegung	Seitenleitwerksfläche ${\cal S}_V$	Abweichung zu I $\Delta\%$
Ι	$55{,}07~\mathrm{m}^2$	-
II (Steuerbarkeit)	$57{,}81~\mathrm{m}^2$	4,97~%
II (Stabilität)	$77{,}56~\mathrm{m}^2$	$29,\!00~\%$

Die Flächenabweichung zwischen den Seitenleitwerksauslegungen I & II darf nicht größer als 10% sein. Nach Rücksprache mit Professor Scholz und unter Verweis auf eine Projektarbeit [8], die diese Problematik ausführlich behandelt, wird die große Abweichung dadurch erklärt, dass bei der Stabilitätsauslegung des Seitenleitwerks die stabilisierende Wirkung der Flügelpfeilung nicht berücksichtigt wird. Da dieser jedoch einen erheblichen Einfluss darstellt, wird für die Seitenleitwerksfläche die berechnete Seitenleitwerksfläche aus Kapitel 5.2 von $S_V = 55,07 \text{ m}^2$ zurückgegriffen.

8 Fahrwerkauslegung

Das Flugzeug soll mit einem Bugfahrwerk und einem Hauptfahrwerk mit zwei Fahrwerksbeinen unter den Tragflächen ausgerüstet werden. Bei der Festlegung der Position und Länge der Fahrwerksbeine sind verschiedene Kriterien zu berücksichtigen. Anhand des Referenzflugzeugs werden Anzahl, Länge und Position aller Fahrwerksbeine vorläufig festgelegt. Anschließend wird überprüft, ob das Flugzeug die Anforderungen für Bodenbewegungen erfüllt.

8.1 Position des Fahrwerks

Im Folgenden werden nahezu alle Entwurfsparameter für die Fahrwerksauslegung aus den Datenblättern von Airbus [3] übernommen, wobei an der einen oder anderen Stelle eine Skalierung der Geometrien erforderlich ist. Die Lage des Schwerpunktes bezogen auf die Flugzeughochachse mit der Rumpfunterkante als Bezugspunkt ist in der Tabelle 8.1 definiert.

Massengruppe	Formelzeichen	Masse	Schwerpunkt	
		$[m_i]$	$[S_p]$	$[m_i \cdot S_{sp}]$
Rumpf	m_F	$17945,78 \ { m kg}$	2,91 m	52222,22 kgm
Systeme	m_{SYS}	21815,37 kg	$2,\!38 \mathrm{~m}$	51920,58 kgm
Flügel	m_W	$37290,\!43 \mathrm{\ kg}$	$2{,}70~\mathrm{m}$	$100684,\!17 \mathrm{~kgm}$
Höhenleitwerk	m_H	3652,31 kg $$	4,80 m	17531,09 kgm
Seitenleitwerk	m_V	$2563{,}79~\mathrm{kg}$	8,88 m	22766,46 kgm
TWR-Gondel	m_N	4126,29 kg $$	$0,51 \mathrm{~m}$	2104,41 kgm
Triebwerke	$m_{E,inst}$	18909,48 kg	$0{,}35~\mathrm{m}$	$6618{,}32~\mathrm{kgm}$
Bugfahrwerk	$m_{LG,N}$	$1248,\!078 \ \rm kg$	-1,50 m	-1872,11 kgm
Hauptfahrwerk	$m_{LG,M}$	$8622{,}92~\mathrm{kg}$	$-1,50 \mathrm{m}$	-12934,38 kgm
Σ Summe	_	116174,45	_	239040,75 kgm
Gesamtschwerpunkt	Z_{CG}	-	$2{,}06~\mathrm{m}$	-

Tabelle 8.1: Schwerpunkt bezüglich der Hochachse

Die Positionen der Fahrwerke und die Spurweite des Hauptfahrwerks sind in Bild 8.1 dargestellt und mit den entsprechenden Auslegungsparametern skaliert.



Bild 8.1: Fahrwerksabstand (Wheel Base) und Spurweite (Track Width) [3]

Die jeweiligen Schwerpunktlagen der Fahrwerke sind dem Kapitel 6.3 zu entnehmen.

Der Abstand zwischen Rumpfunterkante und Rollfeld beträgt $z_{f,U} = 2,24$ m.

8.2 Bodenfreiheit der Flügelspitze

Die Spurweite und die Länge der Hauptfahrwerksbeine müssen so gewählt werden, dass es bei lateraler Rotation um die Flugzeuglängsachse bei einem Winkel von 7,5° zu keiner Berührung der Tragflächen oder der Triebwerke mit dem Boden kommen. Für die gewählte Fahrwerksanordnung ergibt sich ein maximaler lateraler Winkel von 16°, womit die Forderung der lateral ground clearance erfüllt wird [Bild 8.2].



Bild 8.2: Bodenfreiheit zwischen Triebwerk und Flügelspitze [3]

8.3 Heckwinkel

Um ein Aufsetzen des Heckkonus beim Start zu vermeiden, müssen der Heckwinkel, die Länge der Hauptfahrwerksbeine und die Länge des Heckkonus aufeinander abgestimmt sein. Der Heckwinkel darf weder zu groß noch zu klein sein. Für die gewählte Hauptfahrwerkslage ergibt sich ein Heckwinkel von $\phi = 12^{\circ}$ [Bild 8.3].



Bild 8.3: Heckwinkel des A330-200 [3]

8.4 Kippwinkel in Längsrichtung

Um zu verhindern, dass das Flugzeug in den Kurven nicht während des Rollens am Boden umkippt, darf der hintere Schwerpunkt (most aft C.G.) unter Berücksichtigung einer gegebenen Spurweite des Hauptfahrwerks nicht zu hoch liegen. Der Kippwinkel in Querrichtung muss mindestens 15° betragen.

$$\psi_L = \arctan\left(\frac{X_{LG,M} - X_{CG,most,aft}}{Z_{f,U} + Z_{CG}}\right) = 15,78^\circ > 15^\circ$$
(8.1)



Nach Gl. (8.1) ist die Forderung erfüllt ist. Der Kippwinkel in Längsrichtung ist in Bild8.4 dargestellt.

Bild 8.4: Kippwinkels in Längsrichtung [3]

8.5 Kippwinkel in Querrichtung

 $\rm X_{CG,LG,M}=28,85~m$

Damit das Flugzeug beim Rollen am Boden in Kurven nicht umkippt, darf der hintere Schwerpunkt (most aft C.G.) unter Berücksichtigung der Spurweite des Hauptfahrwerks nicht zu hoch liegen. Der Kippwinkel in Querrichtung sollte 55° nach Roskam II nicht überschreiten.

Im vorliegenden Fall beträgt der Kippwinkel in Querrichtung:

$$\psi_Q = \arctan\left(\frac{Z_{f,U} + Z_{CG}}{\frac{y_{track} \cdot (X_{CG,most,aft} - X_{NG})}{2 \cdot X_{LG,N-LG,M}}}\right) = 40,39^\circ < 55^\circ$$
(8.2)

Dadurch ist nachgewiesen, dass der hintere Schwerpunkt nicht zu hoch liegt und das Flugzeug in Kurven nicht umkippt. Die Definition des Kippwinkels in Querrichtung ist in Bild 8.5 dargestellt.



Bild 8.5: Darstellung des Kippwinkels in Querrichtung nach Scholz [2]

8.6 Reifenauswahl

Die erforderliche Bereifung wird aus der Tabelle 8.2 auf Grundlage der maximalen Startmasse entnommen.

Fahrwerkstyp	Reifengröße (Tire Size)	Reifendruck (Tire Pressure)
Bugfahrwerk	$1050 \mathrm{x} 395 \mathrm{x} \mathrm{R} 16$	$12,7 \text{ bar } (184 \text{ lb/in}^2)$
Hauptfahrwerk	1400x530xR23	14,2 bar (206 lb/in ²)

Tabelle 8.2: Reifengrößen bei maximaler Startmasse nach Airbus [3]

8.7 Load Classification Number (LCN)

Die Load Classification Number folgt nach Torenbeek aus dem Reifendruck und der "Equivalent Single Wheel Load" (ESWL). Die ESWL ist eine Last, die bei fiktiver Betrachtung nur eines Reifens den gleichen Effekt auf die Rollbahn ausübt wie das tatsächlich vorhandene Fahrwerk. Sie ist der Quotient aus der Last auf einem Fahrwerksgestell und einem Reduktionsfaktor.

$$ESWL = \frac{\text{total load on one undercarriage assembly}}{\text{reduction factor}}$$
(8.3)

Die maximale Last auf einem Hauptfahrwerksbein liegt bei hinterster Schwerpunktlage vor und beträgt:

$$L_{LG,M,max} = \frac{m_{MTO} \cdot (X_{CG,most,aft} - X_{LG,N})}{2 \cdot X_{LG,M-LG,N}} = 117302,82 \, kg$$
(8.4)

Umgerechnet in Pfund sind das $L_{LG,M,max} = 258608,1429$ lb.

Die Reifenkontaktfläche, die zur Bestimmung des Reduktionsfaktors erforderlich, ist ergibt sich zu

$$A_C = \frac{L_{LG,M,max}}{\text{Tire Pressure}} = 1255,34 \, in^2 \tag{8.5}$$

Die Beschaffenheit des Untergrundes wird mit L = 45 in festgelegt.

Der Abstand der Räder an einem Hauptfahrwerksbein (wheel spacing) beträgt gemäß Bild 8.1 $s_T = 1,397$ m = 55 in.

Daraus ergeben sich die Hilfsgrößen $s_T/L = 1,22$ und $A_c/L^2 = 0,62$.

Damit lässt sich mit Hilfe der Bild 8.6 ein Reduktionsfaktor von 1,45 ermitteln und mit Gl. (8.3) die äquivalente Einzelradlast (Equivalent Single Wheel Load) von

ESWL =
$$\frac{L_{LG,M,max}}{1,45} \approx 178350,44 \, lb$$

ermitteln. Abschließend lässt sich mit dem ESWL und dem gegebenen Reifendruck (Inflation pressure) durch Extrapolation in Bild 8.7 eine Load Classification Number von LCN = 100 bestimmen.



Bild 8.6: Bestimmung des Reduktionsfaktors nach Scholz [2]



Bild 8.7: Bestimmung der Load Classification Number nach Scholz [2]

8.8 Aircraft Classification Rating (ACR)

Das ACR-System wurde von der International Civil Aviation Organization (ICAO) entwickelt, um die Unzulänglichkeiten des ACN/PCN-Systems zu überwinden. Es ermöglicht die Erfassung der Auswirkungen verbesserter Eigenschaften neuer Belagsmaterialien und moderner Fahrwerkskonfigurationen, was zu einer höheren Genauigkeit der Ergebnisse führt [3]. Es ist eine Klassifizierung des Flugzeugs und der Flugbetriebsflächen, um festzustellen, ob bei der Landung keine Schäden an den Flugbetriebsflächen oder am Flugzeugfahrwerk selbst entstehen.

Das Aircraft Classification Rating (ACR) beschreibt die Belastung der Flugbetriebsflächen durch einen bestimmten Flugzeugtyp. Dabei gibt der Wert die Lastwirkung an und nicht die Last selbst. Je höher der Wert ist, desto höher ist die Belastung, die ein Flugzeugtyp auf den Bodenbelag ausübt. Der ACR-Wert eines Flugzeugs hängt dementsprechend auch von seiner Nutzlast ab [9].

Grundsätzlich werden zwei Arten von Flugbetriebsflächen unterschieden: starre und flexible Untergründe. Die erforderliche Schichtdicke der Flugbetriebsflächen kann anhand der ACR-Nummer ermittelt werden.

Die Ermittlung der ACR-Nummer erfolgt mit der Software ICAO-ACR 1.4¹. Da die A330-200 bereits in der Datenbank der ICAO-ACR 1.4-Software vorhanden ist, muss lediglich der Flugzeugtyp ausgewählt werden. Beim Vergleich mit den technischen Spezifikationen nach Airbus [3] ergeben sich keine Abweichungen bezüglich der ACR-Nummer.

Die ACR-Nummern sowie die erforderlichen Belagsdicken der unterschiedlichen Untergrundkategorien für starre und flexible Flughafenbodenbeläge sind in den Tabellen 8.3~&~8.4aufgelistet.

Untergrundkategorie	Untergrundmodul	ACR, flexibel	Belagsdicke
extrem geringe Tragfähigkeit (D)	$50 \mathrm{Mpa}$	$792,\!51$	$934{,}40~\mathrm{mm}$
geringe Tragfähigkeit (C)	80 Mpa	645,45	$745{,}30~\mathrm{mm}$
mittlere Tragfähigkeit (B)	120 Mpa	589,72	620,90 mm
hohe Tragfähigkeit (A)	200 Mpa	563,50	499,90 mm

 Tabelle 8.3:
 ACR-Nummern f
 ür flexiblen Untergrund

Tabelle 8.4: ACR-Nummern f	für starren Untergrund
----------------------------	------------------------

Untergrundkategorie	Untergrundmodul	ACR, starr	Belagsdicke
extrem geringe Tragfähigkeit (D)	$50 \mathrm{Mpa}$	$891,\!05$	$469{,}80~\mathrm{mm}$
geringe Tragfähigkeit (C)	$80 {\rm Mpa}$	788,59	$424{,}60~\mathrm{mm}$
mittlere Tragfähigkeit (B)	$120 \mathrm{Mpa}$	$702,\!48$	$385{,}40~\mathrm{mm}$
hohe Tragfähigkeit (A)	200 Mpa	610,73	340,40 mm

¹https://www.airporttech.tc.faa.gov/Products/Airport-Safety-Papers-Publications/Airport-Safety-Detail/ ICAO-ACR-14

8.9 Fahrwerksintegration

Die Befestigung des Hauptfahrwerks ist in Bild 8.8 dargestellt. Das Hauptfahrwerk wird im Biegetorsionskasten des Flügels integriert, der dafür im entsprechenden Bereich verstärkt werden muss. Das Hauptfahrwerk wird jeweils seitlich nach innen in den Fahrwerksschacht eingefahren und kann so im unteren Bereich des Rumpfes verstaut werden.



Bild 8.8: Fahrwerksintegration des Hauptfahrwerks [3]

Das Bugfahrwerk wird unterhalb des Cockpits nach vorne in den Rumpf eingefahren, so dass bei Ausfall des entsprechenden Hydrauliksystems das Ausfahren durch die Schwerkraft und den Staudruck unterstützt wird. In Bild 8.9 ist die Integration des Bugfahrwerks dargestellt.



Bild 8.9: Fahrwerksintegration des Bugfahrwerks [3]

9 Polare

Zum Abschluss der Entwurfsphase ist es erforderlich, dass die Flugleistungen des Nachentwurfs überprüft werden. Die Polare stellt den Zusammenhang zwischen Auftrieb und Widerstand her. Bei der Bestimmung der Polare geht es im Wesentlichen um die Berechnung des Widerstandes. Der erforderliche Auftrieb wird im Reiseflug durch das Flugzeuggewicht vorgegeben. Für die Polare gilt:

$$C_D = C_{D_0} + \Delta C_{D_{wave}} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$$
(9.1)

Zur Berechnung des Widerstandes wird eine in der Literatur vorgeschlagene Methode der Widerstandsaufteilung gewählt. Es handelt sich dabei um die Berechnung der Einzelwiderstände von allen Flugzeugkomponenten. In dieser Betrachtung setzt sich der Nullwiderstandsbeiwert C_{D_0} zusammen aus den Einzelwiderständen von Flügel, Rumpf, Leitwerken, Triebwerksgondeln und Triebwerken. Der Nullwiderstandsbeiwert wird dann beschrieben durch

$$C_{D_0} = \sum_{c=1}^{n} C_{f,c} \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot \left(\frac{S_{wet,c}}{S_{ref}}\right)$$
(9.2)

Darin ist $C_{f,c}$, der jeweilige Beiwert des Reibungswiderstandes, FF_c ein Faktor der den Formwiderstand berücksichtigt, Q_c bewertet den Interferenzwiderstand bezogen auf den Rumpf und $S_{wet,c}/S_{ref}$, ist das Verhältnis aus umströmter Fläche der entsprechenden Komponente und Referenzfläche $S_{ref} = S_W = 361,60 \text{ m}^2$.

Bei der Bestimmung der Widerstände muss zwischen laminarer und turbulenter Strömung unterschieden werden. Bei laminarer Strömung gilt:

$$C_{f,laminar} = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \tag{9.3}$$

Der Widerstandsbeiwert bei turbulenter Strömung gilt:

$$C_{f,turbulent} = \frac{0,455}{\left[\log\left(Re\right)\right]^{2,58} \cdot \left(1+0,144 \cdot M^2\right)^{0,65}}$$
(9.4)

Für die Reynoldszahl ergibt sich folgender Zusammenhang:

$$Re = \frac{V \cdot l}{\nu} \tag{9.5}$$

Die dynamische Viskosität beträgt für den Reiseflug $\nu = 5,46025 \cdot 10^{-5} m^2/s$. Die charakteristische Länge bei Flügel, Höhen- und Seitenleitwerk ist die mittlere aerodynamische Flügeltiefe, beim Rumpf die gesamte Rumpflänge. Die Geschwindigkeit im Reiseflug beträgt $V_{CR} = 254,00 \text{ m/s}$, was einer Machzahl von $M_{CR} = 0,86$ entspricht.

Im Falle, dass die Oberfläche der Flugzeugaußenhaut relativ rau ist, wird der Reibungswiderstand höher sein als das über die Gl. (9.4) beschriebene Ergebnis ist. Dieser Effekt wird durch die sogenannte "cut-off" Reynoldszahl berücksichtigt.

Nach Raymer [14] gilt für Machzahlen M < 0.9:

$$Re_{cut-off} = 38,21 \cdot \left(\frac{l}{k}\right)^{1,053} \tag{9.6}$$

Als Oberfläche wird hier für das gesamte Flugzeug glatte Farbe angenommen, wofür sich nach Datcom eine Rauhigkeit von $k = 6,35 \cdot 10^{-6} m$ ergibt. Für die Berechnungen muss immer die kleinere der beiden Reynoldszahlen verwendet werden

Das Verhältnis der beiden Reynoldszahlen bei den hier vorliegenden Reiseflugbedingungen lautet:

$$\frac{Re}{Re_{cut-off}} = \frac{V \cdot l \cdot k^{1,053}}{\nu \cdot 38,21 \cdot l^{1,053}}$$
(9.7)

$$\frac{Re}{Re_{cut-off}} = \frac{254 \, m/s \cdot l \cdot \left(6,35 \cdot 10^{-6} \, m\right)^{1,053}}{(5,46025 \cdot 10^{-5} m^2/s) \cdot 38,21 \cdot l^{1,053}} = 0,41 \cdot l^{-0,053}$$

Da dieses Verhältnis bei den hier betrachteten Längen immer $Re/Re_{cut-off} < 1$ ist, wird in allen folgenden Rechnungen die daher kleinere Reynoldszahl nach Gl. (9.5) verwendet.

9.1 Rumpf

Parameter, Rumpf	Formelzeichen	Wert
Rumpfdurchmesser	d_F	5,82 m
Rumpflänge	l_F	$58{,}31~\mathrm{m}$
Schlankheitsgrad	λ_F	10,01

Die Reynoldszahl der Strömung entlang des Rumpfes beträgt:

$$Re_F = rac{V_{CR} \cdot l_F}{
u} = 2,71 \cdot 10^8$$

Es wird angenommen, dass die Strömung entlang des Rumpfes zu einem 20%-Anteil laminar verläuft ($k_{laminar,F} = 20\%$). Der mittlere Reibungswiderstand kann wie folgt abgeschätzt werden.

$$C_{f,F} = k_{laminar,F} \cdot C_{f,laminar,F} + (1 - k_{laminar,F}) \cdot C_{f,turbulent,F}$$
(9.8)

Nach Gl. (9.3):

Nach Gl. (9.4):

 $C_{f,turbulent,F} = 1,74 \cdot 10^{-3}$

 $C_{f,laminar,F} = 8,06 \cdot 10^{-5}$

Nach Gl. (9.8):

 $C_{f,F} = 1,41 \cdot 10^{-3}$

Der Formfaktor des Rumpfes:

$$FF_F = 1 + \frac{60}{(\lambda_F)^3} + \frac{\lambda_F}{400} = 1,08$$
(9.9)

Zur Bestimmung des Interferenzwiderstands wird zur ersten Abschätzung nach Tabelle 9.1 ein Interferenzfaktor gewählt. Der Interferenzfaktor des Rumpfes beträgt $Q_F = 1,0$.

Interferenzfaktor bezogen auf	Eigenschaft	Interferenzfaktor
Triebwerksgondel	Triebwerke direkt an Flügel oder Rumpf	1,50
	Triebwerksabstand zu Flügel bzw. Rumpf ist kleiner als Triebwerkdurchmesser d_N	1,30
	Triebwerksabstand zu Flügel bzw. Rumpf ist größer als Triebwerksdurchmesser d_N	$1,\!0$
Flügel	Flügellage ist hoch, mittel oder tief mit Flügel-Rumpf-Übergangsverkleidung	1,0
	Flügellage ist tief ohne Flügel-Rumpf- Übergangsverkleidung	$1,10 \dots 1,40$
Rumpf	-	1,0
Höhen- oder Seitenleitwerk	übliche Leitwerksausführungen	1,04
	Höhenleitwerk	1,08
	Seitenleitwerk	1,03

Tabelle 9.1: Der Interferenzfaktor [2]	1
--	---

Die benetzte Oberfläche des Rumpfs ist Gl. (6.2) zu entnehmen. Da der Flugzeugrumpf nicht vollständig zylindrisch ist, wird hier zur Vereinfachung von einem zylindrischen Rumpf ausgegangen.

Der Nullwiderstandsbeiwert des Rumpfes nach Gl. (9.2):

$$C_{D_F} = 3.84 \cdot 10^{-3}$$

9.2 Flügel

Parameter, Flügel	Formelzeichen	Wert
MAC	C_{MAC}	7,28 m
Streckung	A	10,05
Zuspitzung	λ	$0,\!22$
Pfeilung	$arphi_{W,25}$	29,07°
rel. Profildicke	(t/c)	$0,\!15$
rel. Profildicke (wing root)	$(t/c)_r$	0,18
Verhältnis rel. Profildicken	au	0,78
Dickenrücklage	x_t	0,35

Die Reynoldszahl der Strömung entlang des Flügels beträgt:

$$Re_{W} = \frac{V_{CR} \cdot C_{MAC}}{\nu} = 3,39 \cdot 10^{7}$$

$$C_{f,laminar,W} = 2,28 \cdot 10^{-4}$$

$$C_{f,turbulent,W} = 2,33 \cdot 10^{-3}$$
(9.10)

Nach Gl. (9.8):

Nach Gl. (9.3):

Nach Gl. (9.4):

 $C_{f,W} = 1,91 \cdot 10^{-3}$

Der Formfaktor des Flügels:

$$FF_W = \left[1 + \frac{0.6}{x_t} \cdot \left(\frac{t}{c}\right) + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^4\right] \cdot \left[1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos\varphi_m)\right] = 1.51$$
(9.11)

Die benötigte Dickenrücklage liegt nach Abbott bei $x_t=0,35$ und der Pfeilwinkel $\varphi_m=\varphi_{35}$ bei

$$\tan \varphi_{35} = \tan \varphi_{W,25} - \frac{4}{A} \cdot \left(\frac{10}{100} \cdot \frac{1-\lambda}{1+\lambda}\right)$$
$$\Rightarrow \varphi_{35} = 27,90^{\circ}$$
(9.12)

Nach Tabelle 9.1 beträgt der Interferenzfaktor des Flügels $Q_W = 1,0.$

Die benetzte Fläche des Flügels:

$$S_{wet,W} = S_{exp,W} \left[1 + 0.25 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_r \cdot \frac{1 + \tau \cdot \lambda}{1 + \lambda} \right] = 619.55 \, m^2 \tag{9.13}$$

wobei die umströmte Fläche $S_{exp,W}$ des Flügels aus Gl. (6.1) zu entnehmen ist.

Der Nullwiderstandbeiwert des Flügels beträgt nach Gl. (9.2):

$$C_{D_W} = 4,93 \cdot 10^{-3}$$

9.3 Höhenleitwerk

Parameter, HLW	Formelzeichen	Wert
Fläche	S_H	$82,81 \text{ m}^2$
MAC	$C_{MAC,H}$	$4,60 \mathrm{~m}$
Streckung	A_H	$5,\!0$
Zuspitzung	λ_{H}	$0,\!30$
Spannweite	b_H	20,35 m
Pfeilung	$arphi_{H,25}$	$34,\!07^{\circ}$
rel. Profildicke	$(t/c)_H$	0,12
Dickenrücklage	$x_{t,H}$	$0,\!30$

Die Reynoldszahl der Strömung entlang des Höhenleitwerks:

$$Re_H = \frac{V_{CR} \cdot C_{MAC,H}}{\nu} = 2,14 \cdot 10^7 \tag{9.14}$$

Nach Gl. (9.3):

 $C_{f,laminar,H} = 2.87 \cdot 10^{-4}$

Nach Gl. (9.4):

$$C_{f,turbulent,H} = 2,50 \cdot 10^{-3}$$

Nach Gl. (9.8):

$$C_{f,H} = 2,06 \cdot 10^{-3}$$

Der Formfaktor des Höhenleitwerks:

$$FF_{H} = \left[1 + \frac{0.6}{x_{t,H}} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{H} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{H}^{4}\right] \cdot \left[1,34 \cdot M^{0,18} \cdot (\cos\varphi_{m})\right] = 1,38$$
(9.15)

mit $x_t=0,\!30$ und dem Pfeilwinke
l $\varphi_m=\varphi_{30}$ bei

$$\tan \varphi_{H,30} = \tan \varphi_{H,25} - \frac{4}{A_H} \left(\frac{5}{100} \cdot \frac{1 - \lambda_H}{1 + \lambda_H} \right)$$

$$\Rightarrow \tan \varphi_m = \varphi_{30} = 33,21^{\circ}$$
(9.16)

Nach Tabelle 9.1 beträgt der Interferenzfaktor des Höhenleitwerks $Q_H = 1,04$. Die benetzte Fläche des Höhenleitwerks:

$$S_{wet,H} = 2 \cdot S_{exp,H} \left[1 + 0.25 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_H \cdot \frac{1 + \tau_H \cdot \lambda_H}{1 + \lambda_H} \right]$$
(9.17)

 mit

$$\left(\frac{t}{c}\right)_{\rm H,t} = \frac{4}{3+1,3} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{H} = 0,11 \tag{9.18}$$

$$\left(\frac{t}{c}\right)_{\rm H,r} = 1.3 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{\rm H,t} = 0.15 \tag{9.19}$$

$$\tau_H = \frac{(t/c)_{\rm H,t}}{(t/c)_{\rm H,r}} = 0,77 \tag{9.20}$$

Der Wert für die umströmte Fläche wurde über die Beziehung $S_{exp,H} = S_H$ gebildet. Folglich ergibt sich eine benetzte Fläche des Höhenleitwerks nach Gl (9.13) von

$$S_{wet,H} = 170,32 \, m^2 \tag{9.21}$$

Der Nullwiderstandbeiwert des Höhenleitwerks nach Gl. (9.2):

$$C_{D_H} = 1,38 \cdot 10^{-3}$$

9.4 Seitenleitwerk

Parameter, SLW	Formelzeichen	Wert
Fläche	S_V	$55,07 \text{ m}^2$
MAC	$C_{MAC,V}$	$6,\!27 \mathrm{~m}$
Streckung	A_V	$1,\!6$
Zuspitzung	λ_V	$0,\!36$
Spannweite	b_V	9,39 m
Pfeilung	$arphi_{V,25}$	$45,\!00^{\circ}$
rel. Profildicke	$(t/c)_V$	0,12
Dickenrücklage	$x_{t,V}$	0,30

Die Reynoldszahl der Strömung entlang des Seitenleitwerks:

$$Re_V = \frac{V_{CR} \cdot C_{MAC,V}}{\nu} = 2,92 \cdot 10^7 \tag{9.22}$$

Nach Gl. (9.3):

$$C_{f,laminar,V} = 2,46 \cdot 10^{-4}$$

Nach Gl. (9.4):

$$C_{f,turbulent,V} = 2,38 \cdot 10^{-3}$$

Nach Gl. (9.8):

$$C_{f,V} = 1,96 \cdot 10^{-3}$$

Der Formfaktor des Seitenleitwerks:

$$FF_{V} = \left[1 + \frac{0.6}{x_{t,V}} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{V} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{V}^{4}\right] \cdot \left[1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos\varphi_{m})\right] = 1.20$$
(9.23)

mit $x_t = 0.30$ und dem Pfeilwinkel $\varphi_m = \varphi_{30}$ bei

$$\tan \varphi_{V,30} = \tan \varphi_{V,25} - \frac{4}{A_V} \left(\frac{5}{100} \cdot \frac{1 - \lambda_V}{1 + \lambda_V} \right)$$
$$\Rightarrow \tan \varphi_m = \varphi_{30} = 43,26^{\circ}$$
(9.24)

Nach Tabelle 9.1 beträgt der Interferenzfaktor des Seitenleitwerks $Q_V = 1,04$.

Die benetzte Fläche des Seitenleitwerks mit $\tau_H = 0.77$ und $S_{exp,V} = S_V$ nach Gl (9.13) beträgt:

$$S_{wet,V} = 110,14 \, m^2 \tag{9.25}$$

Der Nullwiderstandbeiwert des Seitenleitwerks nach Gl. (9.2):

$$C_{D_V} = 7,42 \cdot 10^{-4}$$

9.5 Triebwerksgondel

Entsprechend dem Referenzflugzeug ist der Nachentwurf mit zwei Triebwerken des Herstellers Pratt & Whitney ausgerüstet. Zum Einsatz kommen Triebwerke der Baureihe PW4000-100, die in Bild 9.1 dargestellt sind.

Die in Tabelle 9.2 aufgeführten Maße entstammen aus den Spezifikationen nach Airbus und stellen geeignete Richtwerte dar.



Bild 9.1: Schnittsektionen der Triebwerksgondel von P. & W. - 4000er Reihe [3]

Schnittsektion	W	U	V	NAC STA
A-A	$3,12 \mathrm{~m}$	$1{,}56~\mathrm{m}$	$1{,}56~\mathrm{m}$	$0{,}89~\mathrm{m}$
B-B	$3,16 \mathrm{~m}$	$1{,}58~\mathrm{m}$	$1,8 \mathrm{~m}$	$1{,}79~{\rm m}$
C-C	$3,06 \mathrm{~m}$	$1{,}53~\mathrm{m}$	$1,53~\mathrm{m}$	$2{,}62~\mathrm{m}$
D-D	$2{,}58~\mathrm{m}$	$1,\!29~\mathrm{m}$	$1,\!29~\mathrm{m}$	$2{,}62~\mathrm{m}$
E-E	1,42 m	$0{,}71~{\rm m}$	0,71 m	$5,\!23~\mathrm{m}$
F-F	$1,0 \mathrm{~m}$	$0{,}5~\mathrm{m}$	$0,5 \mathrm{~m}$	$6{,}07~\mathrm{m}$

 Tabelle 9.2: Abmaße der Triebwerksgondel nach Airbus [3]

Aus diesen Daten können die notwendigen Parameter für die Berechnung der benetzten Oberfläche ermittelt werden. Die benötigten Parameter sind in der folgenden Tabelle 9.3 dargestellt.



Bild 9.2: Berechnung der benetzten Oberfläche der Triebwerksgondel nach Scholz [2]

Fan-Gehäuse (Fan Cowling)					
Parameter	Formelzeichen	Wert			
Max. Außendurchmesser	D_n	3,38 m			
Innendurchmesser	D_{hl}	2,38 m			
Außendurchmesser, Hinten	D_{ef}	$2,58 \mathrm{~m}$			
Länge bis max. Außendurchmesser	l_1	1,86 m			
Gesamtlänge	l_n	$4,35 \mathrm{~m}$			
Gasgeneratorverkleidung (Gas Generator Cowling)					
Parameter	Formelzeichen	Wert			
Außendurchmesser, Vorne	D_g	2,00 m			
Außendurchmesser, Hinten	D_{eg}	1,00 m			
Gesamtlänge	l_g	1,82 m			

Tabelle 9.3: Entwurfsparameter zur Berechnung von $S_{wet,N}$ der Triebwerksgondel

Die Reynoldszahl der Strömung entlang der Triebwerksgondeln beträgt:

$$Re_N = \frac{V_{CR} \cdot l_N}{\nu} = 2,87 \cdot 10^7 \tag{9.26}$$

Es wird angenommen, dass die Strömung entlang der Triebwerke vollständig turbulent ist. Nach Gl. (9.4):

$$C_{f,turbulent,N} = 2,39 \cdot 10^{-3}$$

Der Formfaktor der Triebwerksgondeln:

$$FF_N = 1 + \frac{0.35}{l_n/d_n} = 1.27 \tag{9.27}$$

Nach Tabelle 9.1 beträgt der Interferenzfaktor für die Triebwerke $Q_N = 1,30$.

Die benetzte Fläche der Triebwerksgondeln setzt sich zusammen aus:

$$S_{wet,N} = S_{wet,fan\,cowl} + S_{wet,gas\,gen} + S_{wet,plug} \tag{9.28}$$

wobei der Anteil $S_{wet,plug}$ gemäß Bild 9.1 entfällt. Nachfolgend werden die benetzten Flächen der einzelnen Gondelabschnitte berechnet.

$$S_{wet,fan\,cowl} = l_n D_n \left[2 + 0.35 \cdot \frac{l_1}{l_n} + 0.8 \cdot \frac{l_1 \cdot D_{hl}}{l_n \cdot D_n} + 1.15 \cdot \left(1 - \frac{l_1}{l_n} \right) \cdot \frac{D_{ef}}{D_n} \right] = 42.54 \, m^2 \quad (9.29)$$

$$S_{wet,gas\,gen} = \pi l_g D_g \left[1 - \frac{1}{3} \cdot \left(1 - \frac{D_{eg}}{D_g} \right) \cdot \left(1 - 0.18 \cdot \left(\frac{D_g}{l_g} \right)^{\frac{5}{3}} \right) \right] = 9.93 \, m^2 \tag{9.30}$$

Daraus ergibt sich mit Gl. (9.28) eine benetzte Fläche der Triebwerksgondel von

$$S_{wet,N} = 52,47 \, m^2 \tag{9.31}$$

Der Nullwiderstandbeiwert der Triebwerksgondel nach Gl. (9.2):

$$C_{D_N} = 5,73 \cdot 10^{-4}$$

Die Pylonen tragen nur einen sehr geringen Anteil am Gesamtwiderstand und werden vernachlässigt.

9.6 Gesamtnullwiderstand

Die Summe aller berechneten Einzelwiderstände ergeben den Gesamtnullwiderstand.

$$C_{D_0} = C_{D_{0,F}} + C_{D_{0,W}} + C_{D_{0,H}} + C_{D_{0,V}} + 2 \cdot C_{D_{0,N}}$$
(9.32)

Tabelle 9.4: Übersicht der Gesamtnullwiderstände

Nullwiederstände	Formelzeichen	Wert
Rumpf	C_{D_F}	$3,84 \cdot 10^{-3}$
Flügel	C_{D_W}	$4,93\cdot10^{-3}$
Höhenleitwerk	C_{D_H}	$1,38\cdot 10^{-3}$
Seitenleitwerk	C_{D_V}	$7,42$ \cdot 10^{-4}
2 x Triebwerksgondeln	C_{D_N}	$5,73 \cdot 10^{-4}$
Σ Gesamtnullwiederstand	ΣC_{D_0}	$1,20 \cdot 10^{-2}$

Zur Überprüfung des berechneten Gesamtnullwiderstands aus Gl. (9.32) wird mit Hilfe der nachfolgenden Beziehung ein Gesamtnullwiderstand angenähert, der in der Nähe des ermittelten Entwurfsflugzeuges liegen sollte.

$$E_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi Ae}{C_{D_0}}} \tag{9.33}$$

Durch Umformung der Gl. (9.33) nach den Gesamtnullwiderstand kann unter Annahme eines Oswald Faktors von e = 0.85 und einer möglichen maximalen Gleitzahl von ein anzunehmender Gesamtnullwiderstand ermittelt werden.

$$C_{D_0} = \frac{1}{4} \cdot \frac{\pi A e}{E_{max}^2}$$
(9.34)

Tabelle 9.5: Gesamtnullwiderstände bei unterschiedlichen maximalen Gleitzahlen

Maximale Gleitzahl	Gesamtnullwiderstand
19,00	$1,86 \cdot 10^{-2}$
20,00	$1,68 \cdot 10^{-2}$
21,00	$1,52 \cdot 10^{-2}$
22,00	$1,39 \cdot 10^{-2}$

Die Ergebnisse aus Tabelle 9.5 zeigen mögliche Gesamtnullwiderstände für verschiedene maximale Gleitzahlen. Stellt man den berechneten Gesamtnullwiderstand von $C_{D_0} = 1,20 \cdot 10^{-2}$ in Relation zu den Ergebnissen, so kann dieser insbesondere im Bereich von $E_{max} = 22,00$ als plausibel betrachtet werden. Alternativ kann der Gesamtnullwiderstand durch Zunahme des Interferenzwiderstands erhöht werden. Nach den Vorlesungsunterlagen von Scholz [2] sind etwas höhere Interferenzfaktoren für das Höhenleitwerk $Q_H = 1,10$, für das Seitenleitwerk $Q_V = 1,05$ und für die Tragflächen $Q_W = 1,05$ zu wählen. Durch die Erhöhung der Interferenzfaktoren wird ein Gesamtnullwiderstand von $C_{D_0} = 1,24 \cdot 10^{-2}$ erzielt.

9.7 Wellenwiderstand

Der Wellenwiderstandskoeffizient beträgt gemäß der Definition nach Airbus:

$$\Delta C_{D_{wave}} = 0,002 \tag{9.35}$$

Da die Machzahl des Widerstandsanstiegs M_{DD} gleich der Machzahl im Reiseflug M_{CR} entspricht.

9.8 Oswald Faktor und Gesamtwiderstand

Für den Oswald-Faktor wurde in der Dimensionierung für den Reiseflug ein Wert von e = 0.85 verwendet. Da dieser Wert jedoch nicht exakt dem tatsächlichen Faktor im Reiseflug entspricht, wird im Folgenden eine detaillierte und genaue Berechnung des Oswald Faktors anhand der Vorlesungsunterlagen nach Scholz durchgeführt [10]. Die Herleitungen der z.T. empirischen Formeln finden sich in der Literatursammlung von Scholz.

Der Oswald Faktor für gepfeilte Tragflügel ohne Einfluss des Nullwiderstandsbeiwertes setzt sich zusammen aus

$$e = e_{theo} \cdot k_{e,F} \cdot k_{e,D_0} \cdot k_{e,M} \tag{9.36}$$

Der Theoretischer Oswald-Faktor, der den induzierten Widerstand durch den Auftrieb darstellt:

$$e_{theo} = \frac{1}{1 + f\left(\lambda - \Delta\lambda\right) \cdot A} = 0.95 \tag{9.37}$$

Die Funktion ($\lambda - \Delta \lambda$) wird bestimmt durch folgende Näherungsgleichung:

$$f(\lambda - \Delta\lambda) = 0.0524 \cdot (\lambda - \Delta\lambda)^4 - 0.15 \cdot (\lambda - \Delta\lambda)^3 + 0.1659 \cdot (\lambda - \Delta\lambda)^2 - 0.0706 \cdot (\lambda - \Delta\lambda) + 0.0119$$
(9.38)

Ein Korrekturfaktor für die Verluste durch den Rumpf:

$$k_{e,F} = 1 - 2 \cdot \left(\frac{d_F}{b}\right)^2 = 0.98$$
 (9.39)

Ein Korrekturfaktor für den viskosen Widerstand durch den Auftrieb:

$$k_{e,D_0} = 0.87 \tag{9.40}$$

Ein Korrekturfaktor für die Auswirkungen der Kompressibilität auf den induzierten Widerstand:

$$k_{e,M} = a_e \cdot \left(\frac{M_{CR}}{M_{comp}}\right)^{b_e} + c_e \tag{9.41}$$

An dieser Stelle erfolgt eine weiterführende Betrachtung des Korrekturfaktors $k_{e,M}$, da dieser maßgeblich den berechneten Oswald-Faktor bestimmt. Der Korrekturfaktor setzt sich zusammen aus den Parametern:

• $b_e = 10,8,$

•
$$c_e = 1$$
,

- $M_{comp} = 0,3,$
- \blacksquare und a_e

wobei der Parameter a_e sich berechnet aus

$$a_e = \frac{-1}{\left(\frac{M_0}{M_{comp}} - 1\right)^{b_e}}$$
(9.42)

Zur Ermittlung des Oswald Faktors ist ein iteratives Vorgehen erforderlich. Ist der Faktor a_e zu niedrig ausgelegt, führt dies zu einem entsprechend niedrigen Korrekturfaktor $k_{e,M}$, was wiederum zu einer geringen Oswald Faktor und Gleitzahl resultiert.

Zur Festlegung der maximalen Gleitzahl wird hierbei auf eine Projektarbeit aus der Literatursammlung vom Professor Scholz zurückgegriffen, in der die maximalen Gleitzahlen von Verkehrsflugzeugen ermittelt worden sind [11]. Demzufolge wird die maximale Gleitzahl auf Grundlage des A340-300 ausgelegt, da dieser eine möglichst große Similarität zum Referenzflugzeug aufweist. Der A340-300 weist eine maximale Gleitzahl von $E_{max} = 22,00$ auf.

Folglich wird zu Beginn der Parameter M_0 berechnet, der sich aus $M_0 = M_{CR} + n$ zusammensetzt, wobei n der Iterationsparameter darstellt. Ziel ist es, den Parameter n so weit zu erhöhen, dass die maximale Gleitzahl des A340-300 erreicht wird. Sobald dies erfüllt ist, wird die Iteration beendet und der erforderliche Oswald Faktor kann entnommen werden. Zur Vollständigkeit folgt ein kurzer Exkurs zur Ermittlung der maximalen Gleitzahl. Bei maximaler Gleitzahl ist der Widerstand bei Nullauftrieb gleich dem induzierten Widerstand.

$$C_{D_0} = \frac{C_L^2}{\pi Ae} \tag{9.43}$$

Unter dieser Bedingung und der Umformung der Gl. (9.1) nach den Auftriebsbeiwert (md: minimal drag) wird folgende Gleichung erzielt:

$$C_{L_{md}} = \sqrt{\frac{C_{D_0} + \Delta C_{D_{wave}}}{\frac{1}{\pi A e}}} \tag{9.44}$$

Setzt man nun den ermittelten Auftriebsbeiwert in Gl. (9.1), so erhält man den Widerstandsbeiwert bei minimalem Widerstand. Der Quotient aus diesen liefert die maximale Gleitzahl.

$$E_{max} = \frac{C_{L_{md}}}{C_{D_{md}}} \tag{9.45}$$

Eine Zusammenstellung der berechneten Oswald-Faktoren und der entsprechenden maximalen Gleitzahl ist in Tabelle 9.6 dargestellt.

Iteration	n	M_0	$k_{e,M}$	e	E_{max}
1	0,08	0,94	0,764	$0,\!623$	18,71
2	0,12	0,98	0,878	0,716	20,06
3	0,16	0,02	0,934	0,762	20,69
4	0,20	1,06	0,963	0,786	21,01
5	0,24	1,10	0,979	0,798	21,18
6	0,28	1,14	0,988	$0,\!805$	21,27
7	0,32	1,18	0,992	0,809	21,33
8	0,36	1,22	0,995	0,812	21,36
9	0,40	1,26	0,997	0,813	21,38
10	0,44	1,30	0,998	0,814	21,39
11	0,48	1,34	0,999	0,815	21,40

Tabelle 9.6: Iteration zur Ermittlung des Oswald Faktors

Nach Tabelle 9.6 endet die Iteration nach 11 Schritten, da der Korrekturfaktor bereits gegen $k_{e,M} = 1,0$ konvergiert. Es ergibt sich jedoch ein Widerspruch, da $M_0 = 1,34$ bedeutet, dass das Flugzeug im Überschallbereich fliegen würde. Daraus folgt, dass der gewählte Ansatz zur Bestimmung des Oswald-Faktors für die Auslegung des A330-200 nicht geeignet ist und ein anderer Ansatz gewählt werden muss. Dennoch wird für die weitere Auslegung der ermittelte Oswald-Faktor von e = 0,815 gewählt, der zu einer maximalen Gleitzahl von $E_{max} = 21,40$ führt. Dies ergibt eine Abweichung von der maximalen Gleitzahl aus der Dimensionierung von 5,93%.

Der Auftriebsbeiwert bei maximaler Gleitzahl beträgt:

$$C_{L_{md}} = 0,\!60$$

Der Widerstandsbeiwert bei maximaler Gleitzahl beträgt:

$$C_{D_{md}} = 1,28 \cdot 10^{-2}$$



Abschließend lässt sich die Widerstandspolare mit Gl. (9.1) bestimmen. Die Widerstandspolare und die maximale Gleitzahl sind in Bild 9.3 dargestellt.

Bild 9.3: Widerstandspolare/Lilienthalpolare
10 Direkte Betriebskosten (DOC)

Die Berechnung der DOC erfolgt nach der Methode der Association of European Airlines (AEA 1989b) für Langstreckenflugzeuge. Diese Methode berücksichtigt die einzelnen Kostenelemente Abschreibung, Zinsen, Versicherung, Kraftstoff, Wartung, Personal und Gebühren, die addiert werden, um die gesamten direkten Betriebskosten des Flugzeugs zu erhalten.

$$C_{DOC} = C_{DEP} + C_{INT} + C_{INS} + C_F + C_M + C_C + C_{FEE}$$
(10.1)

Die direkten Betriebskosten können auf verschiedene Größen bezogen werden, z.B. auf die Flugstrecke, Flugzeit, Nutzlast oder die zurückgelegten Sitzplatz-Kilometer. Im vorliegenden Fall werden die Kosten für das Flugzeug als äquivalente Tonnen-km- Kosten dargestellt. Hierbei wird die der DOC-Rechnung zu Grunde liegende Flugstrecke 50% der Reichweite laut Anforderung betragen. Zunächst wird für die Kostenermittlung der Zeitraum von einem Jahr betrachtet und die jährlichen Flugzeugkosten über $C_{DOC} = C_{a/c,a}$ ermittelt.

10.1 Abschreibung

Die jährliche Wertminderung setzt sich zusammen aus dem Kaufpreis des Flugzeugs P_{total} , seinem Restwert $P_{residual}$ und der Nutzungsdauer n_{dep} . Nach Tabelle 10.1 wird eine Nutzungsdauer von $n_{dep} = 16$ angesetzt (AEA 1989b).

Die Abschreibung ergibt sich demnach zu

$$C_{DEP} = \frac{P_{total} \left(1 - P_{residual} / P_{total}\right)}{n_{dep}} \tag{10.2}$$

Das Verhältnis $P_{residual}/P_{total}$ wird aus der Tabelle 10.1 entnommen und ist für die AEA-Methode mit $P_{residual}/P_{total} = 0,1$ angegeben.

Quelle	n_{dep}	$P_{residual}/P_{total}$	$k_{S,AF}$	$k_{S,E}$
ATA1967	12	0,00	0,10	0,10
NASA 1977	-	-	$0,\!06$	$0,\!06$
widebody ^a	16	0,10	-	-
turbo fan ^a	14	0,02	-	-
turbo jet ^a	10	$0,\!05$	-	-
turbo prop ^a	10	$0,\!15$	-	-
DLH 1982	14	0,00	-	-
AEA 1989a	14	0,10	$0,\!10$	$0,\!30$
AEA 1989b	16	$0,\!10$	$0,\!10$	$0,\!30$
AI 1989	15	0,10	$0,\!06$	$0,\!25$
Fokker 1993	15	$0,\!10$	$0,\!08$	$0,\!08$

Tabelle 10.1: Parameter zur Berechnung der Abschreibung

^a Daten in **NASA 1977** sind Zitate aus den "Depreciation Guidelines" des U.S. Civil Aeronautics Board (CAB)

Der erforderliche Kaufpreis des Flugzeuges setzt sich aus dem Auslieferungspreis und dem Preis für die von Flugzeughersteller empfohlenen Ersatzteile zusammen

$$P_{total} = P_{delivery} + P_s \tag{10.3}$$

Der Auslieferungspreis $P_{delivery}$ wird durch den Mittelwert der drei folgenden Abschätzungsmethoden bestimmt:

1. Die erste Abschätzung über die maximale Startmasse ergibt mit dem Verhältnis $P_{delivery}/m_{MTO} = 350 \text{ US}/\text{kg}$ für Langstreckenflüge:

$$P_{delivery} = \frac{P_{delivery}}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} = 86,720 \text{ Mio US}$$
(10.4)

2. Die zweite Abschätzung über die Betriebsleermasse nach [Jenkinson 1999a] liefert mit dem Verhältnis $P_{delivery}/m_{OE} = 860 \text{ US}$ kg für Kurz- bis Langstreckenflugzeuge:

$$P_{delivery} = \frac{P_{delivery}}{m_{OE}} \cdot m_{OE} = 104,272 \text{ Mio US}$$
(10.5)

3. Die dritte Abschätzung wird über die Anzahl der Sitzplätze durchgeführt. Es gilt mit dem Verhältnis $P_{delivery}/n_{PAX} = 265000 \text{ US}$ kg für Kurz- bis Langstreckenflugzeuge:

$$P_{delivery} = \frac{P_{delivery}}{n_{PAX}} \cdot n_{PAX} = 64,660 \text{ Mio US}$$
(10.6)

Der Mittelwert für den Auslieferungspreis beträgt somit

$$P_{delivery} = 85,217 \text{ Mio US}$$

Der Preis für Ersatzteile P_S errechnet sich aus einem Anteil $k_{S,AF}$ des Preises für die Flugzeugzelle und einem Anteil $k_{S,E}$ des Preises für die Triebwerke. Für beide Anteile ergeben sich nach der Methode von AEA 1989b für $k_{S,AF} = 0,10$ und für $k_{S,E} = 0,30$.

$$P_S = k_{S,AF} \cdot P_{AF} + k_{S,E} \cdot n_E \cdot P_E \tag{10.7}$$

Der Triebwerkspreis wird in Abhängigkeit vom Startschub eines Triebwerkes $T_{T/O,E} = T_{TO}/2$ mit der folgenden statistischen Gleichung basierend auf Daten nach [Jenkinson 1999b] abgeschätzt.

$$P_E = 293 \,\mathrm{US\$} \cdot \left(\frac{T_{T/O,E}}{N}\right)^{0.81} = 8,065 \,\mathrm{Mio}\,\mathrm{US\$}$$
 (10.8)

Der Preis der Zelle entspricht dem Preis des Flugzeugs abzüglich des Preises der Triebwerke.

$$P_{AF} = P_{delivery} - n_E \cdot P_E = 69,087 \text{ Mio US}$$

$$(10.9)$$

Daraus ergibt sich über Gl. (10.7) ein Preis für die Ersatzteile von

$$P_S = 11,747 \text{ Mio US}$$

Daraus kann der Kaufpreis des Flugzeugs nach Gl. (10.3) bestimmt werden.

$$P_{total} = 96,965 \text{ Mio US}$$

woraus sich schließlich für die Abschreibung nach Gl. (10.2) folgender Wert berechnen lässt:

$$C_{DEP} = 5,454$$
 Mio US\$/Jahr

10.2 Zinsen

Bei 100%-Fremdfinanzierung werden die Zinsen mit dem Durchschnittszinssatz nach AEA 1989b gemäß Tab. 10.2 ermittelt. Es wird der Wert von $P_{av} = 0,0534$ angesetzt und es ergibt sich ein Durchschnittszinssatz von

$$C_{INT} = P_{av} \cdot P_{total} = 5,177 \text{ Mio US}/\text{Jahr}$$
(10.10)

Tabelle 10.2: Parameter zur Berechnung des durchschnittlichen Zinssatzes

Quelle	p	q = 1 + p	n_{PAY}	k_n/k_0	n_{dep}	p_{av}
ATA1967	0,00	1,000	-	_	12	0,0000
NASA 1977 / AA1980	$0,\!00$	1,000	-	-	-	0,0000
DLH 1982	$0,\!09$	$1,\!09$	14	$0,\!0$	14	$0,\!0570$
AEA 1989a	$0,\!08$	$1,\!08$	14	0,1	14	$0,\!0529$
AEA 1989b	$0,\!08$	$1,\!08$	16	0,1	16	$0,\!0534$
AI 1989	$0,\!05$	$1,\!05$	10	$0,\!0$	15	$0,\!0197$
Fokker 1993	$0,\!08$	$1,\!08$	15	0	15	$0,\!0502$

10.3 Versicherung

Der jährliche Versicherungsbetrag, der das Flugzeug gegen Beschädigung (hull damage) oder Totalverlust (hull loss) versichert, ergibt sich aus Tabelle 10.3 mit dem Parameter $k_{INS} = 0,005$ nach der Methode gemäß AEA 1989b mit einem Wert von

$$C_{INS} = k_{INS} \cdot P_{delivery} = 0,426 \text{ Mio US}/\text{Jahr}$$
(10.11)

 Tabelle 10.3:
 Parameter zur Berechnung der Versicherungskosten

Quelle	ATA67	AA 1980	DLH 1982	AEA1989 a/b	AI 1989	Fokker 1993
k_{INS}	0,0200	0,0100	$0,\!0056$	0,005	0,005	0,004

10.4 Kraftstoff

Die Kraftstoffkosten, für ein Betriebsjahr werden berechnet nach

$$C_F = n_{t,a} \cdot P_F \cdot m_F \tag{10.12}$$

Darin ist $n_{t,a}$ die Anzahl der Flüge, die pro Jahr durchgeführt werden. Der Parameter P_F ist der Kraftstoffpreis, welcher hier mit $P_F = 1,00$ US\$/kg angesetzt wird.

Die während des Fluges verbrauchte Treibstoffmasse wird durch m_F beschrieben. Da hier nur die halbe Reichweite gegenüber der Dimensionierung zugrunde gelegt wird, muss zur Ermittlung der Kraftstoffmasse zunächst ein neues Massenverhältnis für den Reiseflug berechnet werden.

Nach AEA Methode soll gelten, dass

• 5% Reserven zusätzlich zu dem tatsächlich benötigten Kraftstoff mitgenommen werden,

- zusätzlich ein Ausweichflugplatz in einer Entfernung von 250 NM (Anpassung gemäß Scholz auf 200 NM) erreicht werden könnte,
- zusätzlich 30 Minuten lang Warteschleifen bei minimalem Widerstand in 1500 ft geflogen werden

Mit dem Reichweitenfaktor B_s nach Gl. (2.31) und der im Reiseflug zurückgelegten Flugstrecke nach AEA-Methode gilt somit

$$S_{CR} = (0.5 \cdot R) \cdot 1.05 + 200 \,\mathrm{NM} \cdot \left(\frac{1852}{\mathrm{NM}}\right) = 4.82 \cdot 10^6 \,m \tag{10.13}$$

Daraus ergibt sich ein neues Massenverhältnis für den Reiseflug zu

$$\frac{m_6}{m_5} = e^{-\frac{S_{CR}}{B_s}} = 0,862 \tag{10.14}$$

Die zusätzlich 30 Minuten lang zu fliegenden Warteschleifen sind bereits nach FAR Part 121 für internationale Reserven mit t = 1800 s berücksichtigt.

Mit den Massenverhältnissen für die restlichen Flugphasen ergibt sich eine neue "mission fuel fraction" von

$$M_{ff} = \frac{m_9}{m_8} \cdot \frac{m_8}{m_7} \cdot \frac{m_7}{m_6} \cdot \frac{m_6}{m_5} \cdot \frac{m_5}{m_4} \cdot \frac{m_4}{m_3} \cdot \frac{m_3}{m_2} \cdot \frac{m_2}{m_1} = 0,814$$
(10.15)

woraus sich die neue Kraftstoffmasse ergibt zu

$$m_F = m_{MTO} \cdot (1 - M_{ff}) = 44705,45 \, kg \tag{10.16}$$

Die noch benötigte Anzahl der Flüge pro Jahr ergibt sich aus der Flugzeit:

$$t_f = \frac{S_{CR}}{V_{CR}} = 19699,37s = 5,47h$$
(10.17)

und zwei weiteren Parametern die aus Tabelle 10.4 nach AEA 1989b entnommen werden können. Die Anzahl der Flüge pro Jahr beträgt

$$n_{t,a} = \frac{k_{U1}}{t_f + k_{U2}} = 815 \tag{10.18}$$

Tabelle 10.4: Parameter zur Berechnung der Flugzeugnutzung (Utilization)

Quelle	k_{U1}	k_{U2}
AA1980 / NASA 1977	3205 h	$0{,}327~{\rm h}$
AEA 1989a	3750 h	0,750 h
AEA 1989b	4800 h	0,420 h
AI 1989	-	-
$\rm R < 1000~\rm NM$	3994 h	0,754 h
1000 NM \leq R \leq 2000 NM	5158 h	1,650 h
2000 NM \leq R NM	$6566~{ m h}$	3,302 h

Daraus ergibt sich für die Kraftstoffkosten nach Gl. (10.12) der Wert

$$C_F = 27,867 \text{ Mio US}/\text{Jahr}$$
 (10.19)

10.5 Wartung

Die Wartungskosten werden zunächst auf eine Flugstunde bezogen und dann mit der Gesamtflugzeit pro Jahr multipliziert.

$$C_M = \left[(t_{M,AF,f} + t_{M,E,f}) \cdot L_M + C_{M,M,AF,f} + C_{M,M,E,f} \right] \cdot t_f \cdot n_{t,a}$$
(10.20)

mit folgendem Index Unterscheidung zwischen Zelle (airframe, Index: AF) und Triebwerk (engine, Index: E). Nach AEA 1989b gelten folgende Beziehungen.

Wartungszeit der Zelle:

$$t_{M,AF,f} = \frac{1}{t_f} \cdot \left(9 \cdot 10^{-5} \,\frac{1}{\text{kg}} \cdot m_{AF} + 6.7 - \frac{350000 \,\text{kg}}{m_{AF} + 75000 \,\text{kg}}\right) \cdot (0.8 \,\text{h} + 0.68 \cdot t_f) \tag{10.21}$$

Wartungszeit der Triebwerke:

$$t_{M,E,f} = n_E \cdot 0.21 \cdot k_1 \cdot k_3 \cdot (A)^{0,4} \cdot \left(1 + \frac{1.3 \,\mathrm{h}}{t_f}\right)$$
(10.22)

Materialkosten der Zelle:

$$C_{M,M,AF,f} = \frac{1}{t_f} \cdot \left(4.2 \cdot 10^{-6} + 2.2 \cdot 10^{-6} \frac{1}{h} \cdot t_f \right) \cdot P_{AF}$$
(10.23)

Materialkosten der Triebwerke:

$$C_{M,M,E,f} = n_E \cdot 2,56 \,\frac{\text{US\$}}{\text{h}} \cdot k_1 \cdot (k_2 + k_3) \cdot (A)^{0,8} \cdot \left(1 + \frac{1,3 \,\text{h}}{t_f}\right) \cdot k_{INF}$$
(10.24)

Zur Vereinfachung der Gl. (10.22) & Gl. (10.24) wurde der Parameter A eingeführt, der sich zusammensetzt aus

$$A = \left(1 + 1,02 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{1}{N} \cdot T_{T/0,E}\right) = 31,89$$

Um die oben genannten Beziehungen zu berechnen, müssen weitere Vorberechnungen durchgeführt werden.

$$m_{AF} = m_{OE} - m_{E,inst} = 102908,85 \, kg \tag{10.25}$$

$$k_1 = 1,27 - 0,2 \cdot \mu^{0,2} = 0,9941 \tag{10.26}$$

$$k_2 = 0.4 \cdot \left(\frac{\text{OAPR}}{20}\right)^{1,3} + 0.4 = 1.1369$$
 (10.27)

$$k_3 = 0.032 \cdot n_c + k_4 = 1.114 \tag{10.28}$$

$$k_4 = \left\langle \begin{array}{c} 0,50 \text{ für } n_s = 1\\ 0,57 \text{ für } n_s = 2\\ 0,64 \text{ für } n_s = 3 \end{array} \right| = 0,57$$
(10.29)

Inflationsfaktor:

$$k_{INF} = (1 + p_{INF})^{n_{year} - n_{method}} = 1,9998$$
(10.30)

Für die durchschnittliche jährliche Inflationsrate wird ein Wert von $p_{INF} = 0,020$ angenommen [2]. Für den Parameter n_{year} wird das aktuelle Jahr 2024 verwendet. Der Wert n_{method} steht für das Veröffentlichungsdatum der AEA-Methode und beträgt $n_{method} = 1989$.

$$L_M = 69 \, \frac{\text{US\$}}{h} \cdot k_{INF} = 137,99 \, \frac{\text{US\$}}{h} \tag{10.31}$$

Die in den Gl. (10.26 - 10.29) enthaltenen Triebwerksdaten können der Literatur oder direkt den Herstellerangaben entnommen werden [12].

- das Nebenstromverhältnis (BPR) $\mu = 5$
- das Druckverhältnis (overall pressure ratio) OAPR = 32
- \bullet die Anzahl der Verdichterstufen einschließlich des Fan $n_c=17$
- die Anzahl der Wellen des Triebwerks $n_s = 2$

Aus diesen und schon bekannten Parametern ergeben sich Anhand der Gl. (10.21 - 10.24) folgende Ergebnisse.

Wartungszeit der Zelle:

$$t_{M,AF,f} = 11,56 \ \frac{\text{MMH}}{\text{FH}}$$

Wartungszeit der Triebwerke:

$$t_{M,E,f} = 2,30 \ \frac{\text{MMH}}{\text{FH}}$$

Materialkosten der Zelle:

$$C_{M,M,AF,f} = 198,16 \, \frac{\mathrm{US\$}}{h}$$

Materialkosten der Triebwerke:

$$C_{M,M,E,f} = 452,42 \, \frac{\mathrm{US}}{h}$$

Die gesamten Wartungskosten pro Jahr belaufen sich nach Gl. (10.20):

$$C_M = 11,428$$
 Mio US\$/Jahr

10.6 Personalkosten

Die Personalkosten richten sich nach Art und Anzahl der Besatzung des Flugzeugs. Sie ergeben sich zu

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

$$(10.32)$$

Die Stundensätze für Cockpit- und Kabinenbesatzung sind in Tabelle 10.5 aufgelistet. Nach der AEA-DOC-Methode beträgt der Stundensatz für einen Langstreckenflug für die Cockpitbesatzung $L_{CO} = 355,0$ US\$/h und für Kabinenbesatzung $L_{CA} = 90,0$ US\$/h.

Quelle	Kurz- und Mittelstrecke US\$/h	Langstrecke US\$/h
AEA-DOC-Methode	-	-
Cockpitbesatzung, Mittelwert: L_{CO}	246,5	355,0
Kabinenbesatzung, Mittelwert: L_{CA}	81,0	90,0
${ m deutsche\ Fluglinie^a}$	-	-
Kapitän	208	254
Co-Pilot	102	120
Cockpitbesatzung, Mittelwert: L_{CO}	155	187
Kabinenbesatzung, Mittelwert: L_{CA}	53	61

Tabelle 10.5: Stundensätze des fliegenden Personals im Vergleich

^a Umrechnungsgrundlagen:

1.) Gehaltsnebenkosten sind mit 85%vom Bruttogehalt berücksichtigt und im Stundensatz enthalten, nicht enthalten sind Ausbildungskosten des Personals

2.) 1 US\$ = 2 DM.

Gemäß der AEA1989b Methode liegt die Blockzeit nach Tabelle 10.6 bei Langstreckenflügen bei 25 min über der Flugzeit t_f :

$$t_b = t_f + 0.42 h = 5.89 \tag{10.33}$$

Tabelle 10.6: Standardmäßige Zeitdifferenz zwischen Blockzeit und Flugzeit

$\Delta \mathrm{t} = t_b$ - t_f	Bemerkung	Quelle
15 min. = 0,25 h	Kurz- und Mittelstrecke	AEA 1989a
25 min. = 0,42 h	Langstrecke	AEA 1989 b

Die AEA-Methode rechnet mit einem Besatzungsmitglied in der Kabine je angefangene 35 Passagiere. Dies ergibt bei einer maximalen Passagierzahl von $n_{PAX} = 244$ eine Kabinenbesatzung von $n_{CA} = 7$. Die Cockpitbesatzung liegt bei $n_{CO} = 2$.

Dementsprechend betragen die Personalkosten nach Gl. (10.32):

$$C_C = 6,432 \text{ Mio US}/\text{Jahr}$$
 (10.34)

10.7 Gebühren

Die Gebühren pro Jahr berechnen sich zu

$$C_{FEE} = C_{FEE,LD} + C_{FEE,NAV} + C_{FEE,GND}$$
(10.35)

Die Gebühren teilen sich nach Gl. (10.35) in drei Hauptgruppen auf.

Landesicherungsgebühren:

$$C_{FEE,LD} = k_{LD} \cdot m_{MTO} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} = 2,382 \text{ Mio US}/\text{Jahr}$$
(10.36)

Flugsicherungsgebühren:

$$C_{FEE,NAV} = k_{NAV} \cdot R \cdot \sqrt{m_{MTO}} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} = 6,168 \text{ Mio US}/\text{Jahr}$$
(10.37)

Abfertigungsgebühren:

$$C_{FEE,GND} = k_{GND} \cdot m_{MPL} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} = 8,247 \text{ Mio US}/\text{Jahr}$$
(10.38)

Hierbei wird der Inflationsfaktor aus Gl. (10.30) verwendet.

Die benötigten Parameter nach AEA 1989b sind aus der Tabelle 10.7 entnehmen.

Quelle	$k_{LD} ~[\mathrm{US}\/\mathrm{kg}]$	$k_{NAV} \; [\text{US}/\text{NM}\sqrt{kg}]$	k_{GND} [US\$/kg]	p_{INF}
AA1980	$0,0022 \ m_{MTO}/m_L$	anderer Zusammenhang	anderer Zusammenhang	-
DLH 1982	anderer Zusammenhang	-	anderer Zusammenhang	0,08
Deutschland	-	0,00706	-	-
Europa	-	0,00547	-	-
Langstrecke	-	0,00141	-	-
AEA 1989a	0,0078	0,00414	0,10	-
AEA 1989 b	0,0059	0,00166	$0,\!11$	-
AI 1989	0,002	0,00180	kein DOC-Bestandteil	0,033
Fokker 1993	0,0090	0,00716	-	-

Die Gesamtsumme der Gebühren beträgt nach Gl. (10.35):

$$C_{FEE} = 16,798 \text{ Mio US}/\text{Jahr}$$
 (10.39)

10.8 Gesamtdarstellung

Die jährlichen Gesamtbetriebskosten betragen gemäß Gl. (10.1):

 $C_{DOC} = 73,584$ Mio US\$/Jahr

Die Ergebnisse der einzelnen Kostenelemente im Verhältnis zu den gesamten Betriebskosten sind in Bild 10.1 dargestellt.



Bild 10.1: Direct Operating Costs (DOC)

11 3D-Visualisierung mit Open VSP

Der folgende Abschnitt enthält die 3D-Visualisierung des Nachentwurfs in Open VSP und dem 3D-Viewer. Es ist darauf hinzuweisen, dass bei der Erstellung des 3D-Modells ein Doppeltrapezflügel verwendet wurde, da mit Open VSP kein Dreifachtrapezflügel erzeugt werden kann. Die Ergebnisse sind in Bild 11.1 - 11.5 dargestellt.



Bild 11.2: Vorderansicht des Nachentwurfs (Open VSP)



Bild 11.3: Seitenansicht des Nachentwurfs (Open $\operatorname{VSP})$



Bild 11.4: Iso-Perspektive des Nachentwurfs (Open VSP)



Bild 11.5: Aircraft 3D Visualization des Nachentwurfs

Tabelle 11.1:	Steuerung	des $3D-V$	/iewers	(Maus)
---------------	-----------	------------	---------	--------

Linksklick	Rotieren
Rechtsklick	Zoomen
Linksklick + Rechtsklick	Verschieben

Tabelle 11.2: Steuerung des 3D-Viewers (Maus & Tastatur)

Linksklick	Rotieren
SHIFT + Linksklick	Zoomen
STRG + Linksklick	Verschieben

12 Darstellung der Ergebnisse

Segment	Formelzeichen	Entwurfsergebnis	Original	Abweichung $\Delta\%$
Rumpf				
Länge	l_F	$58{,}31~\mathrm{m}$	57,51 m $$	$1{,}39~\%$
Durchmesser	d_F	$5,82 \mathrm{~m}$	$5{,}64~\mathrm{m}$	$3{,}20~\%$
Flügel				
Fläche	S_W	$368{,}20~\mathrm{m}^2$	$361,\!60 \ { m m}^2$	$1,\!80~\%$
Spannweite	b_W	$60{,}30~\mathrm{m}$	$60{,}30~\mathrm{m}$	-
Pfeilung	$\varphi_{W,25}$	$29,07^{\circ}$	$29,70^{\circ}$	$2{,}12~\%$
MAC	C_{MAC}	$7,26 \mathrm{~m}$	$7{,}28~\mathrm{m}$	$0{,}27~\%$
Höhenleitwerk				
Fläche	S_H	$82{,}81~\mathrm{m}^2$	$81{,}96~\mathrm{m}^2$	$1,\!05~\%$
Spannweite	b_H	$20{,}35~\mathrm{m}$	$19{,}40~\mathrm{m}$	$4,\!90~\%$
Seitenleitwerk				
Fläche	S_V	$55{,}07~\mathrm{m}^2$	$52{,}90~\mathrm{m}^2$	$4,\!10~\%$
Spannweite	b_V	$9,39 \mathrm{~m}$	$9,30 \mathrm{~m}$	$0{,}97~\%$
Massen				
Max. Startmasse	$m_{ m TO}$	247772,80 kg	$242000~\rm kg$	$2,\!38~\%$
Betriebsleermasse	$m_{ m OE}$	121246,64 kg	$124000~\rm kg$	$2,\!22~\%$
Leistung				
Startschub	T_{TO}	$605612 \ {\rm N}$	622752 N	2,75~%

Tabelle 12.1: Zusammenstellung der Endergebnisse

In der Tabelle 12.1 sind die Ergebnisse der relevanten Parameter im Vergleich zum Referenzflugzeug aufgeführt.

Abschließend kann festgestellt werden, dass die Ergebnisse des Nachentwurfs sehr zufriedenstellend sind, da alle Anforderungen erfüllt wurden sind und die Abweichungen zum Referenzflugzeugs unter 5% liegen.

Literaturverzeichnis

- [1] Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 7. Mai 2024, 19:07 UTC. URL: https://de.wikipedia.org/wiki/Airbus_A330 (Abgerufen: 13. Mai 2024, 13:00 UTC)
- [2] Scholz, D.: Vorlesungsunterlagen: Flugzeugentwurf. Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, HAW Hamburg, 2024, URL: http://LectureNotes.AircraftDesign.org
- [3] Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning Airbus A330: Airbus S.A.S., Customer Services Technical Data Support and Services, 31707 Blagnac Cedex, France, 2021, https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/2021-11/ Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A330.pdf
- [4] Dubs, F.: Aerodynamik der reinen Unterschallströmung, Basel: Birkhäuser, 1987
- [5] Schiktanz, D.; Scholz, D.: Supercritical Airfoils. Survey of Experimental Data of Selected Technical Note, Aircraft Design and Systems Group (AERO), Hamburg University of Applied Sciences. 2011, URL: https://purl.org/aero/TN2011-12-21
- [6] Abbott, I.H.; von Doenhoff, A.E.: Theory of wing sections, New York, 1959
- [7] Airfoil Tools, URL: http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0012h-sa (Abgerufen: 13. Mai 2024, 12:57 UTC)
- [8] Wimmel, P.: Projektarbeit: Das Giermoment eines gepfeilten Flügels im Schiebeflug und die Auswirkung auf die Seitenleitwerkauslegung, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, HAW Hamburg, 2010, URL: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/ TextWimmel.pdf
- [9] Messner, C.: Projektarbeit: Beschreibung der Bodenbelastung durch Flugzeuge mit Hilfe der ACN/PCN-Methode, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, HAW Hamburg, 2006, URL: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextMessner.pdf
- [10] Nita, M.; Scholz, D.: Estimating the Oswald Factor from basic Aircraft geometrical parameters, Hamburg University of Applied Sciences, DLRK, 2012, URL: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA_PRE_DLRK_12-09-10_MethodOnly.pdf
- [11] Schlüter, J.A.: Projektarbeit: Maximale Gleitzahl, Streckung und benetzte Fläche, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, HAW Hamburg, 2006, URL: https://www.fzt. haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextSchlueter.pdf
- [12] Wikipedia, Die freie Enzyklopädie. Bearbeitungsstand: 07. Februar 2024, 22:15 UTC. URL: https://de.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_PW4000 (Abgerufen: 27. Mai 2024, 19:28 UTC)
- [13] Loftin, L.K.: Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance, NASA Reference Publication, 1980
- [14] Raymer, D.P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, Washington D.C.: AIAA, 1989
- [15] Roskam, J. I: Airplane Design. Bd. 1 : Preliminary Sizing of Airplanes, Ottawa, Kansas, Vertrieb: Analysis and Research Corporation, 120 East Ninth Street, Suite 2, Lawrence, Kansas, 66044, USA, 1989
- [16] Roskam, J. II: Airplane Design. Bd. 2: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System, Ottawa, Kansas, 1989
- [17] Roskam, J. III: Airplane Design. Bd. 3 : Layout Design of Cockpit, fuselage, Wing and Empenage: Cutaways and Inboard Profiles, Ottawa, Kansas, 1989

- [18] Marckwardt, K.: Unterlagen zur Vorlesung Flugzeugentwurf, Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1998
- [19] Torenbeek, E.: Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft : Delft University Press, 1988
- [20] Hoak, D.E.: USAF Stability and Control Datcom, Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division, Ohio, Vertrieb: NTIS, 1978
- [21] Schmitt, D.: Luftfahrttechnik, Flugzeugentwurf, Technische Universität München, Lehrstuhl für Luftfahrttechnik, Skript zur Vorlesung, 1988
- [22] Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirements, JAR-25, Large Aeorplanes
- [23] U.S. Department for transportation, federal Aviation administration: federal Aviation regulation, Part 25, Transport Category Airplanes