



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Diplomarbeit

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

**Dimensionierung und Entwurf von Strahlverkehrs-
flugzeugen mit Statistiken –
Programmentwicklung von PreSTo und Anbindung
an PrADO**

Sanjay Luthra

27. Februar 2009



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Verfasser: Sanjay Luthra
Abgabedatum: 27.02.2009

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

Betreuung: Dipl.-Ing. Kolja Seeckt

Kurzreferat

In dieser Diplomarbeit wird das Tool PreSTo (Preliminary Sizing Tool), das im Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) erstellt wurde, vorgestellt und erweitert. Dieses Tool wurde in Anlehnung an die Vorlesung Flugzeugentwurf von Prof. Dr. Scholz entwickelt. PreSTo dient zur Dimensionierung von konventionellen Strahlverkehrsflugzeugen im Unterschallbereich, es wurde in Microsoft Excel erstellt. Die Dimensionierung eines kompletten Flugzeuges erfolgt in vielen Tabellenblättern. Im ersten Tabellenblatt werden die fünf Flugphasen eines Flugzeugs untersucht und dabei die Massen, die Flügelfläche und der Startschub abgeschätzt. Der User gibt in erster Linie die Parameter aus der Anforderung ein. Bei fehlenden Parametern hat der User die Möglichkeit, diese der Statistik zu entnehmen. In der Statistik sind die Originaldaten verschiedener Flugzeuge in Abhängigkeit von der Reichweite aufgeführt. Dem User wird für die zur Dimensionierung des Flugzeuges angeforderte Reichweite ein Durchschnittswert der jeweiligen Parameter aus verschiedenen Flugzeugen angeboten. Die Originaldaten verschiedener Flugzeuge sind auch in einer Datenbank parallel zu der Berechnung aufgeführt. Dabei hat der User die Möglichkeit, mittels eines Drop-Down-Menüs ein bestimmtes Flugzeug aus der Liste auszuwählen, um die Originaldaten des jeweiligen Flugzeuges anzusehen bzw. mit eigenen Werten zu vergleichen. In den nächsten Tabellenblättern werden die einzelnen Flugzeugkomponenten, wie Rumpf, Flügel, Leitwerke und Fahrwerk dimensioniert.

Bei der Erstellung des Tools wurden die Luftfahrtvorschriften von FAR Part 25 (Federal Aviation Regulation) von der US-amerikanischen FAA (Federal Aviation Administration) und von CS-25 (Certification Specification) von der EASA (European Aviation Safety Agency) berücksichtigt. Zur Dimensionierung eines Flugzeuges sind viele Methoden und Verfahren verschiedener Autoren, wie Raymer, Roskam, Loftin usw., bekannt. Der User hat die Möglichkeit, einige Rechenschritte der Dimensionierung nach einer bestimmten Methode durchzuführen. Zur Veranschaulichung der Ergebnisse sind viele Diagramme und 2-dimensionalen Bilder in verschiedene Ansichten dargestellt, dabei werden dem User auch die aktuellen Werte in vielen Diagrammen angezeigt. Damit kann der User genau sehen, wo sich der berechnete Wert befindet bzw. mit welchem Wert die Berechnung durchgeführt wird. Die Ergebnisse der Dimensionierung werden für die Vorgabedatei des PrADOs (Preliminary Aircraft Design and Optimization Program) in das letzte Tabellenblatt automatisch übertragen. Die fehlenden Parameter können dann manuell in die Vorgabedatei eingegeben werden. Anschließend kann die Vorgabedatei aus dem Excel-Tabellenblatt kopiert und in die Vorgabedatei des PrADOs eingefügt werden, um weitere Dimensionierungen in PrADO durchführen zu können. Als Beispiel wird ein neues Flugzeug in Anlehnung an die Boeing 777-200 LR Wordliner dimensioniert und damit gezeigt, wie ein Flugzeug nach einer bestimmten Methode mit diesem Tool dimensioniert werden kann.



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND

Dimensionierung und Entwurf von Strahlverkehrsflugzeugen mit Statistiken – Programmentwicklung von PreSTo und Anbindung an PrADO

Aufgabenstellung für eine *Diplomarbeit* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Das Flugzeugdimensionierungsprogramm PreSTo (Preliminary Sizing Tool) wurde am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau entwickelt und wird u. a. im Rahmen des Forschungsprojekts *Grüner Frachter* (siehe <http://GF.ProfScholz.de>) für den Flugzeugvorentwurf eingesetzt. Mit dem Programm, welches in Form von MS Excel-Tabellenblättern vorliegt, werden ausgehend von den grundlegenden Anforderungen an das zu entwerfende Flugzeug erste Parameter wie Massen, Flügelfläche und Schub abgeschätzt. Diese können in weiteren Schritten beispielsweise mit dem Programm PrADO in höherer Genauigkeit berechnet werden.

PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimisation Program) ist ein Programm des Instituts für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig für den iterativen, multidisziplinären Entwurfsprozess von Flugzeugen. Es besteht aus einer großen Anzahl von Unterprogrammen, welche die Beiträge der wichtigsten am Entwurf beteiligten Fachgebiete widerspiegeln. Diese Teilprogramme werden je nach Entwurfsproblem oder zu untersuchender Konfiguration zu einem Gesamtsystem zusammengestellt und ggf. durch fehlende Analyseprogramme ergänzt. Das Programm wird an der HAW ebenfalls im Rahmen des Forschungsprojekts *Grüner Frachter* eingesetzt.

Aufgabe

Ziel dieser Diplomarbeit ist es, PreSTo zu erweitern und mit PrADO zu verbinden.

Teilaufgaben sind:

- Vereinheitlichung und Zusammenbau bereits vorliegender PreSTo-Module u.a. zur Rumpfauslegung, Flügelauslegung und zu Statistiken.
- Erweiterung des Entwurfsumfangs von PreSTo.
- Verbesserung des Bedienkomforts dadurch, dass dem Anwender Vergleichsparameter aus Statistiken zur Verfügung gestellt werden.
- Verbindung von PrADO mit PreSTo dadurch, dass die Ausgabe der Ergebnisse von PreSTo als Vorgabedatei für PrADO genutzt werden kann.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Es sind die DIN-Normen zur Erstellung technisch-wissenschaftlicher Berichte zu beachten.

Erklärung

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

2009-02-27

Luthra

.....
Datum

Unterschrift

Inhalt

	Seite
Kurzreferat	3
Verzeichnis der Bilder.....	10
Verzeichnis der Tabellen.....	12
Liste der Formelzeichen	13
Liste der Abkürzungen	16
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen	17
1 Einleitung	18
1.1 Motivation	18
1.2 Ziel der Arbeit	18
1.3 Literaturübersicht	19
1.4 Aufbau der Arbeit.....	20
2 Dimensionierung	21
2.1 Landstrecke.....	21
2.2 Startstrecke	26
2.3 Steigrate im 2. Segment.....	29
2.4 Steigrate beim Durchstartmanöver	32
2.5 Reiseflug.....	32
2.5.1 Schub-Gewichtsverhältnis	33
2.5.2 Flächenbelastung	34
2.5.3 Entwurfsdiagramm	35
2.5.4 Reiseflughöhe	36
2.6 Bestimmung der Entwurfparameter	36
2.6.1 Betriebsleermassenanteil	36
2.6.2 Kraftstoffanteil	36
2.6.3 Nutzlast.....	39
2.6.4 Berechnung von Massen, Startschub und Flügelfläche.....	39
2.6.5 Überprüfung der maximalen Landemasse	40
3 Statistik und Datenbank	42
3.1 Statistische Werte für die Landung	42
3.2 Statistische Werte für den Start	46
3.3 Statistische Werte für die Steigrate im 2. Segment	48
3.4 Statistische Werte für die Steigrate beim Durchstarten.....	50
3.5 Statistische Werte für den Reiseflug	51
3.6 Statistische Werte für die Entwurfparameter	54

3.7	Datenbank.....	56
4	PreSTo	58
4.1	Dimensionierung im PreSTo	59
4.1.1	Die Phase Landung.....	60
4.1.2	Die Phase Start	61
4.1.3	Die Phase Steigrate im 2. Segment.....	62
4.1.4	Die Phase Steigrate beim Durchstartmanöver	62
4.1.5	Die Phase Reiseflug.....	63
4.1.6	Entwurfsparameter	64
4.2	Rumpfauslegung.....	66
4.3	Flügelauslegung.....	69
4.3.1	Geometrie des Doppeltrapezes und die Zuspitzung	70
4.3.2	Flügelpfeilung.....	72
4.3.3	Relative Profildicke	73
4.3.4	Flügelprofil	74
4.3.5	Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC)	76
4.3.6	Schränkung, Einstellwinkel und die V-Form	77
4.3.7	Querruder.....	78
4.3.8	Hochauftriebssysteme.....	79
4.4	Leitwerksauslegung	81
4.4.1	Höhenleitwerk	82
4.4.2	Seitenleitwerk	84
4.5	Fahrwerk.....	85
5	Vorgabedatei von PrADO.....	89
6	Zusammenfassung	92
7	Schlussbemerkung.....	93
	Literaturverzeichnis.....	94

Anhang A Bilder von PreSTo..... 96

A.1	Preliminary: Landung Teil 1 in PreSTo	96
A.2	Preliminary: Landung Teil 2 in PreSTo	97
A.3	Preliminary: Start in PreSTo	98
A.4	Preliminary: Das 2. Segment in PreSTo.....	99
A.5	Preliminary: Durchstartmanöver in PreSTo	100
A.6	Preliminary: Reiseflug Teil 1 in PreSTo	100
A.7	Preliminary: Reiseflug Teil 2 in PreSTo	101
A.8	Preliminary: Entwurfparameter Teil 1 in PreSTo.....	101
A.9	Preliminary: Entwurfparameter Teil 2 in PreSTo.....	102
A.10	Preliminary: Entwurfsdiagramm in PreSTo	102
A.11	Rumpfauslegung Teil 1 in PreSTo	103
A.12	Rumpfauslegung Teil 2 in PreSTo	104
A.13	Flügelauslegung Teil 1 in PreSTo	105
A.14	Flügelauslegung Teil 2 in PreSTo	105
A.15	Flügelauslegung Teil 3 in PreSTo	106
A.15	Flügelauslegung Teil 4 in PreSTo	107
A.16	Leitwerkauslegung in PreSTo	107
A.17	Höhenleitwerk in PreSTo	108
A.18	Seitenleitwerk in PreSTo.....	108
A.19	DB 2: Anforderung Teil 1 in PrADO	109
A.20	DB 2: Anforderung Teil 2 in PrADO	110
A.21	DB3: Flügelgeometrie in PrADO.....	111
A.22	DB 4: Rumpfgeometrie in PrADO	112
A.23	DB 5: Geometrie des Höhenleitwerks in PrADO	113
A.24	DB 6: Geometrie des Seitenleitwerks in PrADO	114
A.25	DB 7: Geometrie des Fahrwerks in PrADO	115

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Definition der Sicherheitslandestrecke nach CS und FAR	22
Bild 2.2	Sicherheitslandestrecke als Funktion von der Anfluggeschwindigkeit zum Quadrat	23
Bild 2.3	Maximale Auftriebsbeiwerte für Start, Landung und in Reiseflugkonfiguration	24
Bild 2.4	Maximale Auftriebsbeiwerte von Profilen mit Vorflügeln und Landeklappen....	25
Bild 2.5	Maximaler Auftriebsbeiwert für Flugzeuge mit verschiedenen Hochauftriebs- systemen als Funktion der Flügelpfeilung	25
Bild 2.6	Statistische Werte für das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse für verschiedene Flugzeugkategorien.....	26
Bild 2.7	Hypothetisches Entwurfsdiagramm.....	35
Bild 2.8	Flugphasen eines Flugzeugs	37
Bild 3.1	Durchschnittswert der Sicherheitslandestrecke.....	44
Bild 3.2	Durchschnittswert des Verzögerungsfaktors	45
Bild 3.3	Durchschnittswert des max. Auftriebsbeiwerts.....	45
Bild 3.4	Durchschnittswert für das Verhältnis Lande- zu Startmasse.....	45
Bild 3.5	Durchschnittswert der Anfluggeschwindigkeit	46
Bild 3.6	Durchschnittswert der Sicherheitsstartstrecke.....	47
Bild 3.7	Durchschnittswert des Abhebefaktors.....	47
Bild 3.8	Durchschnittswert des max. Auftriebsbeiwerts.....	47
Bild 3.9	Durchschnittswert des Nullwiderstandsbeiwerts im 2. Segment	48
Bild 3.10	Durchschnittswert der Streckung	49
Bild 3.11	Durchschnittswert des Oswald-Faktors.....	49
Bild 3.12	Durchschnittswert für den Widerstandsbeiwert der Vorflügel im 2. Segment	49
Bild 3.13	Durchschnittswerte des Nullwiderstandsbeiwertes beim Durchstartmanöver	50
Bild 3.14	Durchschnittswert für Widerstandsbeiwerte der Vorflügel beim Durch start- manöver	51
Bild 3.15	Durchschnittswert des Oswald-Faktors.....	52
Bild 3.16	Durchschnittswert für das Nebenstromverhältnis	52
Bild 3.17	Durchschnittswert für relativ benetzte Flügelfläche.....	52
Bild 3.18	Durchschnittswert der Machzahl.....	53
Bild 3.19	Durchschnittswert für das Verhältnis der Geschwindigkeiten	53
Bild 3.20	Durchschnittswert für den k_E -Faktor	53
Bild 3.21	Durchschnittswert für den spez. Kraftstoffverbrauch	54
Bild 3.22	Durchschnittswert für die Entfernung zum Ausweichflugplatz	55
Bild 3.23	Durchschnittswert für die Kraftstoffreserven.....	55
Bild 3.24	Durchschnittswert für den Betriebsleermassenanteil	55
Bild 3.25	Durchschnittswert für die Anzahl der Sitze	56
Bild 4.1	Aufbau von PreSTo.....	59
Bild 4.2	Allgemeine Anforderungen im PreSTo.....	60
Bild 4.3	Statistische Werte für die Landung in PreSTo	60
Bild 4.4	Ergebnisse der Phase Landung in PreSTo.....	61
Bild 4.5	Statistische Werte für den Start in PreSTo.....	61
Bild 4.6	Ergebnisse der Phase Start in PreSTo	61
Bild 4.7	Statistische Werte für das 2. Segment in PreSTo.....	62
Bild 4.8	Ergebnisse der Phase Steigrate im 2. Segment in PreSTo.....	62

Bild 4.9	Statistische Werte für das Durchstartmanöver in PreSTo	62
Bild 4.10	Ergebnisse der Phase Steigrate beim Durchstartmanöver in PreSTo	63
Bild 4.11	Statistische Werte für den Reiseflug in PreSTo	63
Bild 4.12	Ergebnisse der Phase Reiseflug in PreSTo	63
Bild 4.13	Ergebnisse der Phase Reiseflug in PreSTo	64
Bild 4.14	Ergebnisse der Parameter am Entwurfspunkt	64
Bild 4.15	Statistische Werte für Preliminary Sizing	64
Bild 4.16	Kraftstoffmassenanteil in PreSTo	65
Bild 4.17	Ergebnisse der Parameter beim Preliminary Sizing	65
Bild 4.18	Überprüfung der maximalen Landemasse im PreSTo	66
Bild 4.19	Allgemeine Anforderungen beim Rumpf	66
Bild 4.20	Kreisquerschnitt des Rumpfs	67
Bild 4.21	Draufsicht des Rumpfes in PreSTo	67
Bild 4.22	Kabinen- und Sitzmaße für High density	68
Bild 4.23	Ergebnisse der Rumpfauslegung	69
Bild 4.24	Geometrie des Doppeltrapezflügels	69
Bild 4.25	Allgemeine Anforderungen für Flügelauslegung	70
Bild 4.26	Zuspitzung und Geometrie des Flügels	72
Bild 4.27	Flügel Pfeilung	73
Bild 4.28	Relative Profildicke	74
Bild 4.29	Superkritisches Profil	75
Bild 4.30	Polar des CAST 7 Profils	75
Bild 4.31	Profilauswahl für Flügel	76
Bild 4.32	Mittlere aerodynamische Flügeltiefe	77
Bild 4.33	Schrägung, Einstellwinkel und die V-Form	78
Bild 4.34	Querruder	79
Bild 4.35	Hochauftriebssysteme	81
Bild 4.36	Flügel mit Hochauftriebssystemen	81
Bild 4.37	Leitwerksflächen im PreSTo	82
Bild 4.38	Geometrie des Höhenleitwerks	84
Bild 4.39	Geometrie des Seitenleitwerks	85
Bild 4.40	ACN-Flexible Pavement für B777-200LR	86
Bild 4.41	ACN-Rigid Pavement für B777-200LR	86
Bild 4.42	Fahrwerk im PreSTo	88
Bild 5.1	Datenbank 2, Anfang der Vorgabedatei	90
Bild 5.2	Vorgabedatei mit statistischen Werten	90
Bild 5.3	Vorgabedatei mit manuellen Angaben von Parametern	91

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Statistische Mittelwerte für das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse für Jets.....	26
Tabelle 2.2	Steigwinkel im 2. Segment	29
Tabelle 2.3	Zusatzwiderstand im 2. Segment und beim Durchstarten.....	31
Tabelle 2.4	Steigwinkel beim Durchstartmanöver.....	32
Tabelle 2.5	Massenverhältnisse	37
Tabelle 2.6	Bedingungen für die Reserveflugstrecke	38
Tabelle 2.7	Die Massen von Passagieren und Gepäck.....	39
Tabelle 3.1	Statistische Werte für die Landung	43
Tabelle 3.2	Statistische Werte für den Start.....	46
Tabelle 3.3	Statistische Werte für das 2. Segment.....	48
Tabelle 3.4	Statistische Werte für Durchstarten	50
Tabelle 3.5	Statistische Werte für den Reiseflug.....	51
Tabelle 3.6	Statistische Werte für den Entwurfparameter.....	54
Tabelle 3.7	Parameter für die Datenbank.....	57
Tabelle 3.8	Massen für die Datenbank	57

Liste der Formelzeichen

A	Streckung (aspect ratio)
b	Spannweite
B_s	Reichweitenfaktor
c	Profiltiefe
C	Beiwert bezogen auf das ganze Flugzeug
C_D	Widerstandsbeiwert (drag coefficient)
C_H	Leitwerksvolumenbeiwert des Höhenleitwerks
C_L	Auftriebsbeiwert
$C_{L,md}$	Auftriebsbeiwert bei der maximalen Gleitzahl
$C_{L,max}$	maximaler Auftriebsbeiwert
C_V	Leitwerksvolumenbeiwert des Seitenleitwerks
d	Durchmesser
d_F	äquivalenter Rumpfdurchmesser
D	Widerstand (drag)
e	Oswald-Faktor
E	Gleitzahl
g	Erdbeschleunigung
h	Flughöhe
i	Einstellwinkel (incidence angle)
k	Konstante
l	Länge oder Hebelarm
L	Auftrieb (lift)
m_F	Kraftstoffmasse (fuel mass)
m_L	Landemasse
m_{ML}	maximale Landemasse
m_{MTO}	maximale Abhebemasse (maximum take-off weight)
m_{MF}	maximale Kraftstoffmasse
m_{MPL}	maximale Nutzlast
m_{PL}	Nutzlast (payload)
m_{OE}	Betriebsleermasse (operating empty)
m_{PAX}	Passagiermasse
m_{ZF}	Leertankmasse (zero fuel)
m_{MTO}/S_w	Flächenbelastung

M	Machzahl
M_{CR}	Reisemachzahl (cruise Mach number)
M_{cr}	kritische Machzahl (critical Mach number)
M_{DD}	Machzahl des Widerstandsanstiegs (drag divergence Mach number)
M_{ff}	mission fuel fraction
q	Staudruck
R	Reichweite
s	Strecke
s_{LFL}	Sicherheitslandestrecke (landing field length)
s_{TOFL}	Sicherheitsstartstrecke (take-off field length)
s_{TOG}	Startrollstrecke
S	Fläche (surface area)
t	Profildicke (thickness)
T	Schub
$T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$	Schub-Gewichtsverhältnis
t/c	relative Profildicke
V	Fluggeschwindigkeit (velocity)
V_1	Entscheidungsgeschwindigkeit
V_S	Überziehgeschwindigkeit
V_{md}	Geschwindigkeit bei maximaler Gleitzahl
Y	Entfernung von der Symmetrieebene in Richtung der Spannweite

Griechische Formelzeichen

α	Anstellwinkel
ε_t	Schrägung
Γ	V-Winkel
Λ	Pfeilung
λ	Zuspitzung
τ	relative Profildicke
σ	relative Luftdichte
ρ	Dichte
μ	Nebenstromverhältnis
$\Delta C_{D,flap}$	Anstieg des Widerstands bei den Landeklappen
$\Delta C_{D,gear}$	Anstieg des Widerstands beim Fahrwerk

$\Delta C_{D,slat}$	Anstieg des Widerstands beim Vorflügel
ΔT_L	Anstieg der Temperatur über die Lufttemperatur
γ	Isentropenexponent

Indizes

Indizes für Flugphasen

$()_T$	Rollen zum Start (taxi out)
$()_{TO}$	Start (take-off)
$()_{CLB}$	Steigflug (climb)
$()_{CR}$	Reiseflug (cruise)
$()_{DES}$	Sinkflug (descent)
$()_{app}$	Anflug (approach)
$()_L$	Landung (landing)
$()_{MA}$	Startabbruch (missed approach)

Indizes für Flugzeugkomponenten

$()_E$	Triebwerk (engine)
$()_F$	Rumpf (fuselage)
$()_H$	Höhenleitwerk (horizontal tailplane)
$()_{LG}$	Fahrwerk (landing gear)
$()_{LG,M}$	Hauptfahrwerk (main landing gear)
$()_{LG,N}$	Bugfahrwerk (nose landing gear)
$()_V$	Seitenleitwerk (vertical tailplane)
$()_W$	Flügel (wing)

Indizes zum Flügel

$()_i$	innen (inner)
$()_k$	Kink
$()_o$	außen (outer)
$()_r$	Wurzel (root)
$()_t$	Spitze (tip)
$()_{25}$	Flügelpfeilung an der 25% Linie

$()_{MAC}$	mittlere aerodynamische Flügeltiefe
$()_{wet}$	benetzt (wetted)

Sonstige Indizes

$()_0$	beim Nullauftrieb
$()_P$	Profil
$()_{design}$	Für den Entwurf (design) gewählter Referenzwert
$()_{eff}$	Effektivwert
$()_{max}$	maximaler Wert
$()_{LE}$	Vorderkante (leading edge)
$()_{LOI}$	Warteflug (loiter)
$()_{PAX}$	Passagier (passenger, pax)
$()_{res}$	Reserve
$()_{Row}$	Reihe (row)
$()_{SA}$	Sitze in einer Reihe (seats abreast)
$()_{seat}$	Sitz (seat)
$()_{TE}$	Hinterkante (trailing edge)

Liste der Abkürzungen

AEO	Alle Triebwerke im Betrieb (all engine operating)
BPR	Nebenstromverhältnis (by pass ratio)
CS	Cerification Specification
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulation
ISA	Internationale Standardatmosphäre
OEI	Mit einem Triebwerksausfall (one engine inoperating)
PrADO	<u>P</u> reliminary <u>A</u> ircraft <u>D</u> esign and <u>O</u> ptimization Program
PreSTo	Aircraft <u>P</u> reliminary <u>S</u> izing <u>T</u> ool
SFC	Spezifischer Kraftstoffverbrauch (specific fuel consumption)

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

ACN

ACN (Aircraft Classification Number) beschreibt, welche Vergleichslast das Fahrwerk an den Boden abgibt. Der ACN-Wert ist proportional zu der Belastung. (**Trahmer 2008**)

Anfluggeschwindigkeit

Die Anfluggeschwindigkeit ist die Geschwindigkeit, mit der ein Flugzeug 50 ft über der Landebahn fliegt. Sie darf nach Luftfahrtvorschriften nicht kleiner als das 1,3-Fache der Überziehgeschwindigkeit sein.

MAC

Die mittlere aerodynamische Flügeltiefe MAC (Mean Aerodynamic Chord) ist die Tiefe eines Flügels, an der sich der aerodynamische Schwerpunkt befindet. Bei einem Rechteckflügel ist die geometrische Flügeltiefe auch gleichzeitig die mittlere aerodynamische Flügeltiefe.

Überziehgeschwindigkeit

Die Überziehgeschwindigkeit ist die Geschwindigkeit, bei der es am Flugzeug zum Strömungsabriss kommt und damit die kleinste mögliche Fluggeschwindigkeit.

1 Einleitung

1.1 Motivation

Das Tool PreSTo wurde entwickelt, um den Rechenaufwand der Dimensionierung eines Flugzeuges zu minimieren.

Das Tool PreSTo hat die Fähigkeit, ein konventionelles Strahlverkehrsflugzeug nach vielen Methoden und Verfahren zu dimensionieren. Im Gegensatz zur Handkalkulation hat der User hier sowohl die Möglichkeit, die Ergebnisse sofort anzusehen, als auch die Möglichkeit, die Verfahren, Methoden und die Parameter ständig zu variieren. Dadurch kann der User schnell feststellen, welche Parameter voneinander abhängen und welche Ergebnisse nach welchen Verfahren und Methoden erzielt werden können. Der User hat auch die Möglichkeit, beim Nachentwerfen eines Flugzeuges seine Ergebnisse mit den Originaldaten des Flugzeuges zu vergleichen. Der große Vorteil dieses Tools ist, dass die Dimensionierung mit diesem Tool im Gegensatz zur Handkalkulation erheblich leichter und schneller ist.

Das Tool PreSTo wird im Rahmen des Forschungsprojektes *Grüner Frachter* (siehe <http://GF.ProfScholz.de>) für den Flugzeugvorentwurf eingesetzt. In diesem Forschungsprojekt werden verschiedene Flugzeugkonfigurationen in PrADO untersucht und optimiert. Daher kann das Tool PreSTo sehr hilfreich sein, um damit die ersten Schritte der Dimensionierung vorzunehmen und grundlegende Parameter, wie Massen, Flügelfläche und Startschub, abzuschätzen.

1.2 Ziel der Arbeit

Ziel dieser Diplomarbeit ist es, das Tool PreSTo zu erweitern: In das bestehende Tool die Statistiken einzufügen, eine Datenbank zu erstellen, die Vorgabedatei von PrADO in Microsoft Excel zu erstellen, Alle Excel-Tabellenblätter des gesamten Tools miteinander zu verknüpfen und zum Schluss ein neues Flugzeug in Anlehnung an die B777-200LR zu dimensionieren.

Das Ziel dieser Arbeit ist dem Leser den Eindruck über das Tool PreSTo zu vermitteln. In dieser Arbeit werden alle Schritte, die notwendig sind, um ein Flugzeug zu dimensionieren, erläutert und es wird dabei gezeigt, von welchen Anforderungen der Entwurf eines Flugzeuges abhängt. Der Aufbau und die Bedienung von PreSTo werden beschrieben und als Beispiel wird parallel zur Boeing 777 ein Flugzeug mit diesem Tool dimensioniert. Auf Basis dieser Information sollte der User dieses Tools in der Lage sein, den Ablauf des Flugzeugentwurfs zu verstehen und selbständig ein Flugzeug mit diesem Tool zu dimensionieren.

1.3 Literaturübersicht

Die Literaturlauswahl zu dieser Diplomarbeit ist sehr umfangreich. Einige Literatur, die sehr nützlich ist, wird hier erwähnt.

Literatur für die Datensammlung

Die Datensammlung für die Statistik und Datenbank im PreSTo ist die Microsoft Excel Datei von **Verbeke 2008** und für die Daten der Boeing B777-200LR ist die Projektarbeit von **Seeckt 2008** zu nennen. In **Verbeke 2008** sind die Originaldaten von 16 Flugzeugen zusammengefasst. In **Seeckt 2008** sind viele nützliche Daten der B777-200LR, die ursprünglich aus **Boeing 2004** stammen, zu finden.

Literatur für den Flugzeugentwurf

Das Vorlesungsskript **Scholz 1999** von Prof. Dr. Scholz an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften in Hamburg ist für den Flugzeugentwurf sehr hilfreich. In diesem Skript ist die Dimensionierung und Auslegung der Flugzeugkomponenten sehr gut strukturiert dargestellt. Genauso ist auch die Excel Datei „AC Dimensionierung“ von Prof. Dr. Scholz zu nennen, da die Untersuchung der fünf Flugphasen in PreSTo auf diese Datei basiert. Bei der Dimensionierung sind die Luftfahrtvorschriften berücksichtigt. Der Ablauf der Dimensionierung in **Scholz 1999** ist nach **Loftin 1980** dargestellt. Daher ist **Loftin 1980** als eine wichtige Quelle für die Herleitungen der Gleichungen und den Ablauf der Dimensionierung zu nennen. Genauso ist auch **Roskam I** für die statistischen Werte des Kraftstoffverbrauchs in verschiedenen Flugphasen zu nennen.

Literatur für die Auslegung der Flugzeugkomponenten

Die Literatur für die Auslegung der Flügel und Leitwerke in PreSTo ist **Coene 2008**, da die Erstellung des Tools für die Flügel- und Leitwerkauslegung von Steven Coene durchgeführt wurde. Seine Masterarbeit ist sehr wichtig, um nachvollziehen zu können, mit welchen Verfahren und Gleichungen das Tool erstellt wurde, und genauso ist für die Rumpf- und Fahrwerkauslegung **Goderis 2008** zu nennen. Die Masterarbeiten von Steven Coene und Pieter-Jan Goderis basieren auch in erster Linie auf **Scholz 1999** und anderen Autoren.

Literatur für die Erstellung der Vorgabedatei in PreSTo

Als Literatur für die Einführung in PrADO bzw. in die Vorgabedatei von PrADO sind die Projektarbeiten von **Kiesel 2007** und **Herda 2008** zu nennen.

1.4 Aufbau der Arbeit

Die Dimensionierung, Statistik und Datenbank sind in Abschnitt 2 und 3 ausführlich beschrieben. Die Theorie von Abschnitt 2 und 3 wird bei der Erstellung des Tabellenblatts Preliminary in PreSTo angewandt. Zwischen den Abschnitten 4 und 5 besteht eine Verbindung, da es in den beiden Abschnitten das Tool PreSTo ausführlich beschrieben wird.

Der Hauptteil dieser Arbeit enthält die **Ausführungen** zum Thema:

- Abschnitt 2** beschreibt die Theorie der Dimensionierung. Es wird gezeigt, mit welchen Gleichungen und Methoden die fünf Flugphasen untersucht werden.
- Abschnitt 3** beschreibt die Statistik und die Datenbank. Es wird gezeigt, wie die statistischen Parameter ermittelt werden und wie die Datenbank im PreSTo erstellt ist und welche Flugzeugtypen in der Datenbank zu finden sind.
- Abschnitt 4** beschreibt das Tool PreSTo: wie das Tool aufgebaut ist und wie das Tool funktioniert. Es wird hier die gesamte Dimensionierung eines Flugzeuges im PreSTo beschrieben.
- Abschnitt 5** beschreibt die Vorgabedatei von PrADO. Dabei werden die Datenbanken 2 bis 7 ausführlich behandelt.

2 Dimensionierung

Die Dimensionierung erfolgt im Wesentlichen nach der Methode von **Loftin 1980** wie sie auch im Vorlesungsskript Flugzeugentwurf **Scholz 1999** dargestellt ist. Die Dimensionierung basiert auf fünf Forderungen:

- Forderungen an die Landestrecke
- Forderungen an die Startstrecke
- Forderungen an die Steigrate im 2. Segment
- Forderungen an die Steigrate beim Durchstartmanöver
- Forderungen an den Reiseflug

Zur Dimensionierung eines Flugzeuges werden die fünf oben genannten Phasen untersucht und, um diese Forderungen zu erfüllen, müssen die Bedingungen der Flughäfen, Zulassungsvorschriften und die Anforderungsliste berücksichtigt werden. Nach der Behandlung der fünf Phasen werden die Ergebnisse in einem Diagramm dargestellt und anschließend wird der Entwurfspunkt bestimmt bzw. aus dem Diagramm abgelesen.

Bei der Durchführung der Dimensionierung werden die Zulassungsvorschriften von CS-25 und FAR Part 25 für Strahlverkehrsflugzeuge berücksichtigt.

2.1 Landestrecke

Grundlage für die Analyse der Landestrecke sind die Luftfahrtvorschriften. Die Landestrecke ist nach CS-25.125 und CS-1.515 vorgeschrieben. Nach **Scholz 1999** ist die Sicherheitslandestrecke folgendermaßen definiert:

*Ein Flugzeug darf auf einem Flugplatz landen, wenn die Sicherheitslandestrecke (landing field length) s_{LFL} kürzer ist als die verfügbare Landestrecke (landing distance available, LDA) s_{LDA} . Die Sicherheitslandestrecke wird nach JAR/FAR berechnet aus der Landestrecke (landing distance) s_L und einem **Sicherheitsfaktor**. Für **Jets** beträgt dieser Sicherheitsfaktor $1/0.6 = \mathbf{1.667}$ und für **Turboprobs** $1/0.7 = \mathbf{1.429}$.*

Wie man im Bild 2.1 sehen kann, beginnt die Landestrecke beim Überfliegen der 50-ft-Hindernishöhe.

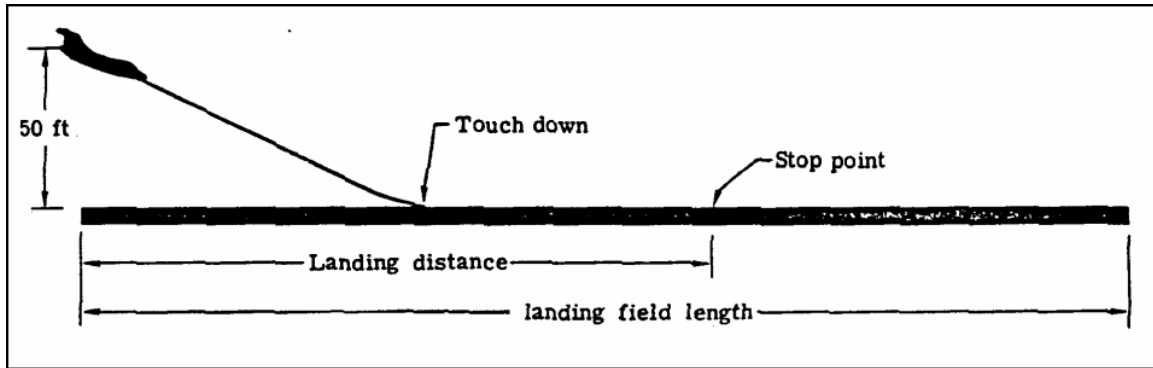


Bild 2.1 Definition der Sicherheitslandestrecke (landing field length) nach CS und FAR [LOFTIN 80]

Der erste Schritt zur Dimensionierung des Flugzeuges ist, die maximal zulässige Flächenbelastung m_{MTO}/S_w zu ermitteln. Um die maximal zulässige Flächenbelastung m_{MTO}/S_w zu berechnen, muss erstmal die Flächenbelastung bei maximaler Landemasse mit der Gl. 2.1 ermittelt werden.

$$m_{ML}/S_w = \frac{\rho \cdot V_{S,L}^2}{2 \cdot g} \cdot C_{L,max,L} \quad (2.1)$$

Darin ist:

- ρ die Luftdichte
- $V_{S,L}$ die Überziehgeschwindigkeit bei der Landung
- g die Erdbeschleunigung
- $C_{l,max,L}$ der maximale Auftriebsbeiwert bei der Landung.

Dabei wird die Luftdichte ρ auf die Luftdichte in Meereshöhe $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ unter der Bedingung der Standardatmosphäre bezogen:

$$\rho = \sigma \cdot \rho_0 \quad (2.2)$$

Die Überziehgeschwindigkeit $V_{S,L}$ ist die Geschwindigkeit, bei der es am Flugzeug zum Strömungsabriss kommt. Wie aus den CS-25.125 Vorschriften bekannt, hängt die Überziehgeschwindigkeit von der Anfluggeschwindigkeit ab. Die Anfluggeschwindigkeit, die nach den Luftfahrtvorschriften die Geschwindigkeit des Flugzeuges 50 ft über der Landebahn ist, darf nicht kleiner als das 1,3-Fache der Überziehgeschwindigkeit sein.

Also:

$$V_{app} = 1,3 \cdot V_{S,L} \quad (2.3)$$

Die Anfluggeschwindigkeit hängt auch von der Sicherheitslandestrecke ab. Dieser Zusammenhang wird in **Loftin 1980** für Passagierflugzeuge mit Strahltriebwerken (Siehe Bild 2.2) dargestellt.

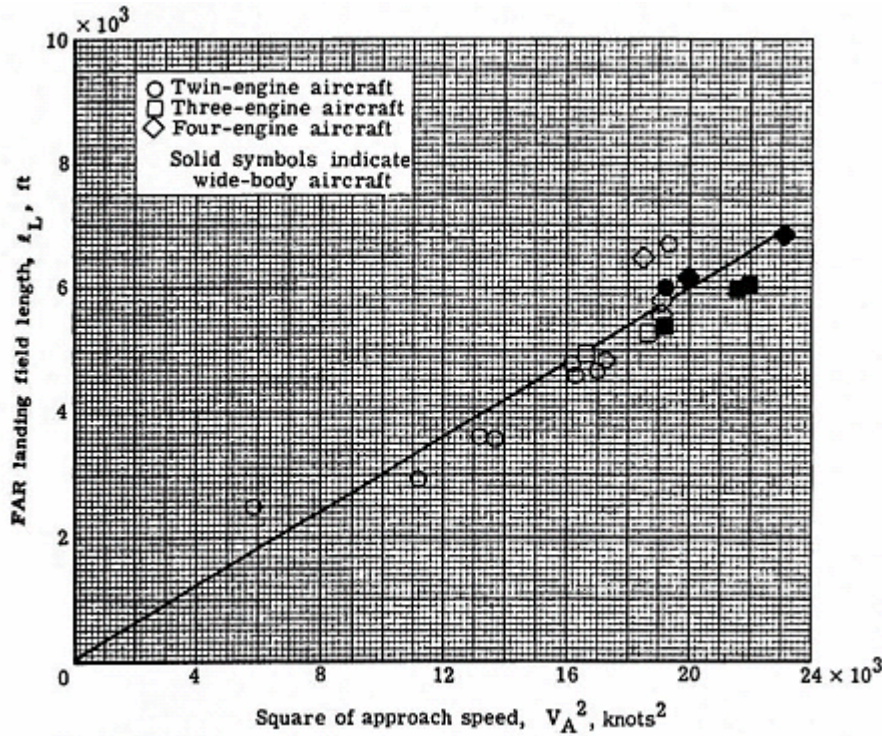


Bild 2.2 Sicherheitslandestrecke als Funktion von der Anfluggeschwindigkeit zum Quadrat [LOFTIN 80]

Nach Umstellen der in dem Bild dargestellten Geraden lässt sich folgende Formel für die Anfluggeschwindigkeit gemäß **Scholz 1999** ausdrücken:

$$V_{app} = k_{app} \cdot \sqrt{S_{LFL}} \quad (2.4)$$

$$\text{mit: } k_{app} = 1,7 \sqrt{m/s^2}$$

Nun werden die Gl. 2.2 und Gl. 2.3 in Gl. 2.1 eingesetzt:

$$m_{ML} / S_w = \frac{\sigma \cdot \rho_0 \cdot C_{l,max,L} \cdot V_{app}^2}{2 \cdot g \cdot 1,3^2} \quad (2.5)$$

Dann wird die Gl. 2.4 in Gl. 2.5 eingesetzt:

$$m_{ML} / S_w = \frac{\rho_0 \cdot k_{app}^2}{2 \cdot g \cdot 1,3^2} \cdot \sigma \cdot C_{l,max,L} \cdot S_{LFL} \quad (2.6)$$

Dabei wird der Term als Faktor k_L zusammengefasst:

$$k_L = \frac{\rho_0 \cdot k_{app}^2}{2 \cdot g \cdot 1,3^2} = 0,107 \frac{kg}{m^3} \quad (2.7)$$

Dichteverhältnis σ :

$$\sigma = \frac{T_0}{T_0 + \Delta T_L} \quad (2.8)$$

ΔT_L ist die Temperatur über die Lufttemperatur $T_0 = 288,15K$ in Meereshöhe (NN) bei Standardatmosphäre (ISA) bei der Landung. Zusammengefasst ergibt sich folgende Gleichung für die Flächenbelastung bei maximaler Landemasse:

$$m_{ML} / S_w = k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL} \quad (2.9)$$

Nun muss eine möglichst realistische Abschätzung des maximalen Auftriebsbeiwertes $C_{L,max,L}$ erfolgen. Die Erfahrungswerte über maximale Auftriebsbeiwerte sind in den Bildern 2.3, 2.4 und 2.5 enthalten. Im Bild 2.3 sind die maximalen Auftriebsbeiwerte für Start, Landung und in Reiseflugkonfiguration nach **Roskam I** von zwölf verschiedenen Flugzeugkategorien dargestellt. Da die gesamte Dimensionierung in diesem Fall für Strahlverkehrsflugzeuge durchgeführt wird, sind die Werte von Business-Jets und Transport-Jets von Bedeutung.

Airplane Type	$C_{L,max}$	$C_{L,max,TO}$	$C_{L,max,L}$
1. Homebuilts	1.2 - 1.8	1.2 - 1.8	1.2 - 2.0
2. Single Engine Propeller Driven	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.6 - 2.3
3. Twin Engine Propeller Driven	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.5
4. Agricultural	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9
5. Business Jets	1.4 - 1.8	1.6 - 2.2	1.6 - 2.6
6. Regional TBP	1.5 - 1.9	1.7 - 2.1	1.9 - 3.3
7. Transport Jets	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 2.8
8. Military Trainers	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.2
9. Fighters	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.6
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.4
12. Supersonic Cruise Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.0	1.8 - 2.2

Bild 2.3 Maximale Auftriebsbeiwerte für Start, Landung und in Reiseflugkonfiguration [ROSKAM 1]

Die maximalen Auftriebsbeiwerte von Profilen mit Vorflügeln und Landeklappen können dem Bild 2.4 nach **Dubs 1987** entnommen werden:











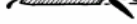


		$C_{L,max}$	$\Delta C_{L,max}$
a) Grundprofil		1,45	-
b) Wölbklappen	Normalklappe 	2,25	0,80
	Spaltklappe 	2,60	1,15
	Doppel-Spaltklappe 	2,80	1,35
c) Spreizklappen	Einfache Spreizklappe 	2,40	0,95
	Zap-Klappe 	2,50	1,05
d) Doppelflügel (Junkers)		2,25	0,80
e) Fowler-Klappen		2,80	1,35
f) Vorflügel		2,00	0,55
g) Kombinationen	Vorflügel und Normalklappe 	2,45	1,00
	Vorflügel und Spaltklappe 	2,70	1,25
	Vorflügel und Doppel-Spaltklappe 	2,90	1,45
	Fowler-Klappen mit Vorflügel 	3,00	1,55

Bild 2.4 Maximale Auftriebsbeiwerte von Profilen mit Vorflügeln und Landeklappen [DUBS 87]

Nach **Raymer 1989** ist der maximale Auftriebsbeiwert für Flugzeuge mit verschiedenen Hochauftriebssystemen als Funktion der Flügelpfeilung im Bild 2.5 dargestellt:

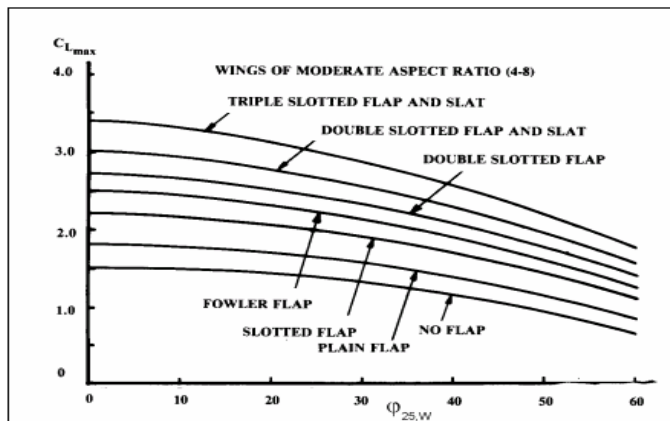


Bild 2.5 Maximaler Auftriebsbeiwert für Flugzeuge mit verschiedenen Hochauftriebssystemen als Funktion der Flügelpfeilung [RAYMER 89]

Das Verhältnis aus maximaler Landemasse m_{ML} und maximaler Startmasse m_{MTO} kann aus der Tabelle 2.1 und Bild 2.6 herangezogen werden. Im Bild 2.6 sind die statistischen Werte für das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse m_{ML}/m_{MTO} für zwölf verschiedene Flugzeugkategorien nach **Roskam I** dargestellt:

Airplane Type	Minimum	Average	Maximum
1. Homebuilts	0.96	1.0	1.0
2. Single Engine Propeller Driven	0.95	0.997	1.0
3. Twin Engine Propeller Driven	0.88	0.99	1.0
4. Agricultural	0.7	0.94	1.0
5. Business Jets	0.69	0.88	0.96
6. Regional TBP	0.92	0.98	1.0
7. Transport Jets	0.65	0.84	1.0
8. Military Trainers	0.87	0.99	1.1
9. Fighters (jets) (tbp's)	0.78 0.57	insufficient data	1.0 1.0
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports (jets) (tbp's)	0.68 0.77	0.76 0.84	0.83 1.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes (land) (water)	0.79 0.98	insufficient data	0.95 1.0
12. Supersonic Cruise Airplanes	0.63	0.75	0.88

Bild 2.6 Statistische Werte für das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse für verschiedene Flugzeugkategorien [ROSKAM 1]

Auch hier sind die Werte von Business-Jets und Transport-Jets für die Berechnung von Bedeutung.

Nach **Loftin 1980** sind die statistischen Mittelwerte für das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse für Jets in der Tabelle 2.1 aufgeführt.

Tabelle 2.1 Statistische Mittelwerte für das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse für Jets [LOFTIN 80]

Reichweitenklassifikation	Reichweite [NM]	Reichweite in [km]	m_{ML} / m_{MTO}
Kurzstrecke	bis 2000	bis 3700	0.91
Mittelstrecke	2000 bis 3000	3700 bis 5600	0.82
Langstrecke	mehr als 3000	mehr als 5600	0.73

Damit kann die Flächenbelastung bei maximaler Startmasse mit der Gl. 2.10 berechnet werden.

$$m_{MTO} / S_w = \frac{m_{ML} / S_w}{m_{ML} / m_{MTO}} \quad (2.10)$$

2.2 Startstrecke

Grundlage für eine Analyse der Startstrecke sind die Luftfahrtvorschriften. Die wichtigsten Vorschriften sind in CS-25.113; 25.111; 25.109 angegeben.

Die hier zu untersuchende Startstrecke ist die Sicherheitsstartstrecke, die im Vergleich zu anderen Startstrecken die längste Startstrecke sein muss, damit das Flugzeug sicher starten kann. Zu untersuchen sind dabei zwei Startstrecken, nämlich die Startstrecke „balanced field length“ und die Startstrecke „take-off distance AEO“. Unter der balanced field length ist die Startstrecke mit Triebwerksausfall zu verstehen, bei der der Pilot mit der Entscheidungsgeschwindigkeit (take off decision speed) V_1 rollt und den Start fortsetzt oder den Start abbricht. Die zweite zu untersuchende Startstrecke ist die Startstrecke ohne Triebwerksausfall, die so genannte „take-off distance AEO“. AEO steht dabei für all engines operating.

Nach CS-25.113 beträgt die Startstrecke ohne Triebwerksausfall 115 % der Strecke, die zum Überfliegen eines Hindernisses mit einer Höhe von 35 ft erforderlich ist. Im Vergleich von balanced field length und take-off distance AEO ist die Sicherheitsstartstrecke die größere Strecke. Eine Gleichung für die Sicherheitsstartstrecke wird aus der Gl. 2.11, die aus der Flugmechanik für die Startrollstrecke (take-off ground roll) bekannt ist, nach **Scholz 1999** hergeleitet.

$$S_{TOG} = \frac{1}{2} \cdot \frac{m_{TO} \cdot (V_{LOF} - V_W)^2}{T_{TO} - D_{TO} - \mu \cdot (m \cdot g - L_{TO}) - m_{TO} \cdot g \cdot \sin \gamma} \quad (2.11)$$

Darin ist:

V_{LOF} Abhebegeschwindigkeit $V_{LOF} \approx V_2 \approx 1,2 \cdot V_{S,TO}$

$V_{S,TO}$ Überziehggeschwindigkeit in Startkonfiguration

V_W Windgeschwindigkeit

μ Widerstandskoeffizient der Rollreibung

γ Startbahnneigungswinkel

Um die Gl. 2.11 zu vereinfachen, wird die Abhebegeschwindigkeit V_{LOF} aus dem folgenden Ansatz bestimmt:

Gewichtskraft = Auftrieb

$$m_{TO} \cdot g = A \quad (2.12)$$

Auftrieb:

$$A = q \cdot C_{L,LOF} \cdot S_W \quad (2.13)$$

Staudruck:

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{LOF}^2 \quad (2.14)$$

Daraus ergibt sich für V_{LOF} :

$$V_{LOF} = \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot m_{TO}}{\rho \cdot S_w \cdot C_{L,LOF}}} \cdot \frac{1}{C_{L,LOF}} \quad (2.15)$$

Dann wird Gl. 2.15 in Gl. 2.11 eingesetzt:

$$S_{TOG} = \frac{1}{2} \cdot \frac{m_{TO} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot m_{TO}}{\rho \cdot S_w \cdot C_{L,LOF}}} - V_w \right)^2}{T_{TO} - D_{TO} - \mu \cdot (m \cdot g - L_{TO}) - m_{TO} \cdot g \cdot \sin \gamma} \quad (2.16)$$

Nun werden folgende Annahmen getroffen:

Der Start findet auf ebener Bahn bei Windstille statt:

$$\begin{aligned} \Rightarrow \gamma &= 0 \\ \Rightarrow V_w &= 0 \end{aligned}$$

Der Schub T ist viel größer als die Rollreibung und der Widerstand:

$$\begin{aligned} \Rightarrow \mu &= 0 \\ \Rightarrow D_{TO} &= 0 \end{aligned}$$

So erhält man die Abschätzgleichung für die Startrollstrecke:

$$S_{TOG} = \frac{m_{MTO}^2 \cdot g}{T \cdot \rho \cdot S_w \cdot C_{L,LOF}} = \frac{1}{\rho \cdot C_{L,LOF}} \cdot \frac{m_{MTO} / S_w}{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)} \quad (2.17)$$

Nun wird eine Proportionalität der Sicherheitsstartstrecke und Startrollstrecke angenommen. Weiterhin wird der Auftriebsbeiwert $C_{L,LOF}$ durch den maximalen Auftriebsbeiwert mit Klappen in Startstellung $C_{L,max,TO}$ ersetzt. Zusammenfassend ergibt sich für Flugzeuge mit Strahltriebwerken nach einer statistischen Auswertung gemäß **Loftin 1980** folgendes Verhältnis aus Schub-Gewichtsverhältnis und Flächenbelastung:

$$\frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_w} = \frac{k_{TO}}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} \quad (2.18)$$

Mit: $k_{TO} = 2,34 m^3 / kg$

Mit der Gl. 2.19 wird die Rechnung in diesem Fall durchgeführt:

$$a = \frac{k_{TO}}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} \quad (2.19)$$

Die Werte für den maximalen Auftriebsbeiwert in Startstellung können dem Bild 2.3 entnommen werden. Dabei sind auch die Werte für Business-Jets und Transport-Jets für die Berechnung von Bedeutung.

2.3 Steigrate im 2. Segment

Die Grundlage für die Steigrate im 2. Segment sind auch die Luftfahrtvorschriften. Die wichtigsten Textstellen sind in CS-25 vorgeschrieben. Die Anforderung an die Steigrate im 2. Segment, d. h. an die Steigrate nach dem Einfahren des Fahrwerks, wird als Steigwinkel bezeichnet. Er ist in CS-25.121 in Abhängigkeit von der Anzahl der Triebwerke vorgegeben (Siehe Tabelle 2.2):

Tabelle 2.2 Steigwinkel im 2. Segment [SCHOLZ 99]

Zwei Triebwerke:	2,4%	$\sin \gamma = 0.024$
Drei Triebwerke:	2,7%	$\sin \gamma = 0.027$
Vier Triebwerke:	3,0%	$\sin \gamma = 0.030$

Die Gleichung für das Schub-Gewichtsverhältnis wird folgendermaßen hergeleitet. Es wird ein Kräftegleichgewicht in Flugrichtung gebildet.

In horizontaler Richtung:

$$T = D + m \cdot g \cdot \sin \gamma \quad (2.20)$$

In vertikaler Richtung:

$$L = m \cdot g \cdot \cos \gamma \approx m \cdot g \quad (2.21)$$

Die Gl. 2.20 wird durch $m \cdot g$ geteilt.

$$\frac{T}{m \cdot g} = \frac{D}{m \cdot g} + \sin \gamma \quad (2.22)$$

Dann wird Gl. 2.21 in Gl. 2.22 eingesetzt.

$$\frac{T}{m \cdot g} = \frac{D}{L} + \sin \gamma \quad (2.23)$$

Nach Umformen der Gl. 2.23 ergibt sich folgende Gleichung für das Schub-Gewichtsverhältnis im 2. Segment.

$$\frac{T}{m \cdot g} = \frac{1}{L/D} + \sin \gamma \quad (2.24)$$

Dabei ist der Triebwerksausfall nicht berücksichtigt. Soll das Flugzeug in der Lage sein, auch bei einem ausgefallenen Triebwerk den Steigflug zu überwinden, so muss das Schubgewichtsverhältnis, bezogen auf den gesamten Schub aller Triebwerke, entsprechend größer gewählt werden. Damit wird die Gl. 2.24 mit der Anzahl der Triebwerke n_E erweitert.

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \quad (2.25)$$

Der Sinus des Steigwinkels wird der Tabelle 2.2 je nach Anzahl der Triebwerke entnommen. Nun wird die Gleitzahl E , die in Gl. 2.25 noch unbekannt ist, mit einem Nährungsverfahren bestimmt.

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (2.26)$$

Um die Gleitzahl E zu bestimmen, müssen zuerst der Auftriebsbeiwert C_L und der Widerstandsbeiwert C_D bestimmt werden. Der Auftriebsbeiwert C_L ist nach folgender Gleichung definiert:

$$C_L = C_{L,\max} \cdot \left(\frac{V_s}{V} \right)^2 \quad (2.27)$$

Der Steigflug im 2. Segment wird mit $V_2 = 1,2 \cdot V_{s,TO}$ durchgeführt. Daher ergibt sich für den Auftriebsbeiwert der Faktor 1,44 im Nenner.

$$C_L = \frac{C_{L,\max,TO}}{1,2^2} = \frac{C_{L,\max,TO}}{1,44} \quad (2.28)$$

Der Widerstand setzt sich aus Profilwiderstand und induzierten Widerstand zusammen:

$$C_D = C_{D,P} + C_{D,i} \quad (2.29)$$

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (2.30)$$

Darin ist:

- A Flügelstreckung
- e Oswald-Faktor

In Gl. 2.26 werden die Gleichungen 2.29 und 2.30 eingesetzt.

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} \quad (2.31)$$

Der Profilwiderstand setzt sich auch aus verschiedenen Widerständen zusammen.

$$C_{D,P} = C_{D,o} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} \quad (2.32)$$

Darin ist:

- $C_{D,o}$ Nullauftriebswiderstand,
- $\Delta C_{D,flap}$ Zusatzwiderstand, der durch die Klappen verursacht wird,
- $\Delta C_{D,slat}$ Zusatzwiderstand, der durch die Vorflügel verursacht wird,
- $\Delta C_{D,gear}$ Zusatzwiderstand durch das Fahrwerk.

Der Zusatzwiderstand $\Delta C_{D,flap}$ hängt von dem Auftriebsbeiwert und Klappenausschlag ab, der in Tabelle 2.3 aufgeführt ist:

Tabelle 2.3 Zusatzwiderstand im 2. Segment und beim Durchstarten [LOFTIN 80]

Für $C_L = 1,3$: Klappen $15^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,01$
Für $C_L = 1,3$: Klappen $25^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,02$
Für $C_L = 1,3$: Klappen $35^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,03$

Für andere Auftriebsbeiwerte kann entsprechend inter- und extrapoliert werden. Der Zusatzwiderstand $\Delta C_{D,slat}$ wird im 2. Segment vernachlässigt und für den Widerstand des Fahrwerks wird $\Delta C_{D,gear} = 0,015$ angenommen, sofern das Fahrwerk ausgefahren ist. Der Oswald-Faktor wird wegen der ausgefahrenen Klappen und Vorflügel mit $e = 0,7$ abgeschätzt.

2.4 Steigrate beim Durchstartmanöver

Das Flugzeug befindet sich beim Durchstartmanöver im Endanflug. Das Fahrwerk ist ausgefahren und die Landeklappen sind in Landstellung. Aus irgendeinem Grund wird entschieden, durchzustarten. Dabei wird der Startschub gegeben, um einen neuen Anflug zu fliegen. Auch für dieses Manöver sind wichtige Textstellen in CS-25.121 vorgegeben. Der Rechengang vom Durchstartmanöver ist ähnlich dem im 2. Segment. Dabei muss die Gleitzahl E neu berechnet werden. Für den Auftriebsbeiwert beim Durchstartmanöver gilt:

$$C_L = \frac{C_{L,\max,TO}}{1,3^2} = \frac{C_{L,\max,TO}}{1,69}, \quad (2.33)$$

da $V_{MA} = 1,3 \cdot V_{S,L}$ ist.

Die Werte für den Steigwinkel beim Durchstartmanöver sind der Tabelle 2.4 zu entnehmen.

Tabelle 2.4 Steigwinkel beim Durchstartmanöver [SCHOLZ 99]

Zwei Triebwerke:	2,1%	$\sin \gamma = 0.021$
Drei Triebwerke:	2,4%	$\sin \gamma = 0.024$
Vier Triebwerke:	2,7%	$\sin \gamma = 0.027$

Die Gleichung zur Bestimmung des Minimalwerts des Schub-Gewichtsverhältnisses lautet:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \quad (2.34)$$

2.5 Reiseflug

Beim Reiseflug werden die Flächenbelastung und das Schub-Gewichtsverhältnis getrennt voneinander bestimmt, dabei wird vorausgesetzt, dass das Flugzeug die gewählte Reiseflugmachzahl im stationären Geradeausflug erreicht. Da es nicht möglich ist, das Schub-Gewichtsverhältnis als Funktion der Flächenbelastung zu berechnen, werden die beiden 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

Um die Berechnung für das Schub-Gewichtsverhältnis und die Flächenbelastung im stationären Geradeausflug durchführen zu können, werden folgende Annahmen getroffen:

- Auftrieb gleich Gewicht
- Widerstand gleich Schub

Damit ergibt sich folgende Gleichung:

$$T_{CR} = D_{CR} = \frac{m_{MTO} \cdot g}{E} \quad (2.35)$$

Dann wird die Gl. 2.35 durch den Startschub T_{TO} geteilt und nach Umformen ergibt sich die Gleichung:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR}/T_{TO}) \cdot E} \quad (2.36)$$

Für das Verhältnis aus Reiseschub zu Startschub gilt:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = (0,0013 \cdot \mu - 0,0397) \frac{1}{km} \cdot h_{CR} - 0,0248 \cdot \mu + 0,7125 \quad (2.37)$$

Um den Graphen des Reiseflugs im Entwurfsdiagramm zeichnen zu können, werden einige Werte für das Schub-Gewichtsverhältnis mit der Gl. 2.36 in Abhängigkeit der Flughöhe ermittelt, da das Verhältnis aus Reiseschub zu Startschub in Gl. 2.37 von der Flughöhe abhängt.

In Gl. 2.36 ist die Gleitzahl E noch unbekannt. Die Gleitzahl E wird mithilfe der maximalen Gleitzahl E_{\max} nach **Raymer 1989** bestimmt.

$$E_{\max} = k_E \cdot \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_w}} \quad (2.38)$$

Nach den Daten von **Raymer 1989** ist der Faktor $k_E = 15,8$.

$$k_E = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot e}{c_f}} \quad (2.39)$$

Mit der Gl. 2.39 ist der Faktor $k_E = 14,9$, wobei für $\bar{C}_f = 0,003$ und für den Oswald-Faktor im Reiseflug gemäß **Loftin 1980** $e = 0,85$ eingesetzt wird. Für die tatsächliche Gleitzahl im Reiseflug gilt:

$$E = \frac{2 \cdot E_{\max}}{\left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right) + \left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right)} \quad (2.40)$$

Darin ist:

C_L tatsächlicher Auftriebsbeiwert

$C_{L,md}$ Auftriebsbeiwert bei Flug mit geringstem Widerstand

Für $C_{L,md}$ gilt:

$$C_{L,md} = \frac{\pi \cdot A \cdot e}{2 \cdot E_{\max}} \quad (2.41)$$

Das Verhältnis der Auftriebsbeiwerte $C_L/C_{L,md}$ hängt auch von dem Verhältnis der Reisegeschwindigkeit zur Geschwindigkeit des geringsten Widerstands ab.

$$\frac{C_L}{C_{L,md}} = \frac{1}{(V/V_{md})^2} \quad (2.42)$$

Somit kann der tatsächliche Auftriebsbeiwert C_L bestimmt werden:

$$C_L = \frac{C_{L,md}}{(V/V_{md})^2} \quad (2.43)$$

2.5.2 Flächenbelastung

Für die Flächenbelastung im Reiseflug gilt:

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{\gamma}{2} \cdot p(h) \quad (2.44)$$

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

$$p(h) = p_0 \cdot (1 - 0,02256 \cdot h)^{5,256} \quad (2.45)$$

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

$$p(h) = p_0 \cdot 0,2232 \cdot e^{-0,1577 \cdot (h-11)} \quad (2.46)$$

Auch für die Flächenbelastung werden einige Werte mit der Gl. 2.44 ermittelt, um den Graphen des Reiseflugs im Entwurfsdiagramm zeichnen zu können. Die Flächenbelastung hängt auch von der Flughöhe ab, da der Druck $P(h)$ von der Höhe abhängig ist. Beim Abtragen der Werte der Flächenbelastung und des Schub-Gewichtsverhältnisses im Entwurfsdiagramm ist darauf zu achten, dass das Wertepaar für die gleiche Flughöhe ermittelt wurde.

2.5.3 Entwurfsdiagramm

Die Ergebnisse der fünf Flugphasen werden in das Entwurfsdiagramm (Bild 2.7) eingezeichnet. Dann wird der passende Entwurfspunkt im Diagramm ausgewählt. Dabei muss der Entwurfspunkt im zulässigen Bereich liegen und er soll so gewählt werden, dass bei einem möglichst geringen Schub-Gewichtsverhältnis eine möglichst hohe Flächenbelastung erreicht wird. Dabei hat das Schub-Gewichtsverhältnis die erste Priorität. Über diesen Entwurfspunkt wird dann die Flächenbelastung als X-Koordinate und das Schub-Gewichtsverhältnis als Y-Koordinate abgelesen.

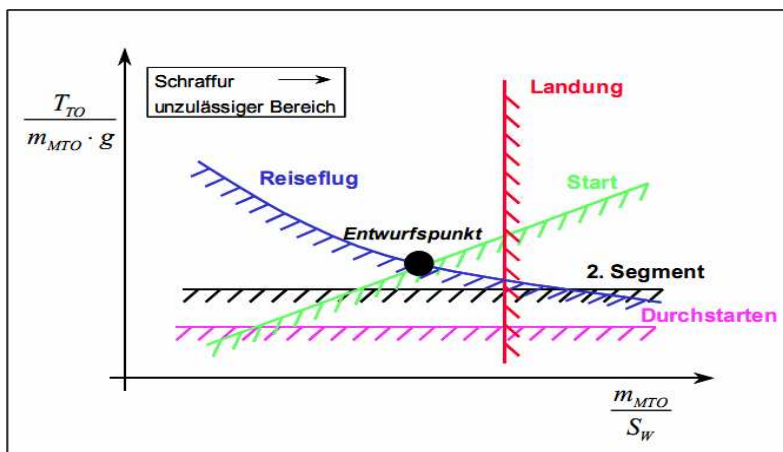


Bild 2.7 Hypothetisches Entwurfsdiagramm [SCHOLZ 99]

2.5.4 Reiseflughöhe

Um die Reiseflughöhe bei dem ermittelten Entwurfspunkt zu bestimmen, wird die Gl. 2.36 nach dem Verhältnis aus Reiseschub zu Startschub und die Gl. 2.37 nach der Reiseflughöhe aufgelöst,

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot E} \quad (2.47)$$

$$h_{CR} = \frac{T_{CR}/T_{TO} + 0,0248 \cdot \mu - 0,7125}{0,0013 \cdot \mu - 0,0397} \text{ km}, \quad (2.48)$$

wobei μ das Nebenstromverhältnis ist.

2.6 Bestimmung der Entwurfparameter

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

2.6.1 Betriebsleermassenanteil

Der Betriebsleermassenanteil m_{OE}/m_{MTO} wird gemäß **Loftin 1980** mit folgender Gleichung berechnet:

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0,23 + 1,04 \cdot \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \quad (2.49)$$

2.6.2 Kraftstoffanteil

Um den gesamten Kraftstoffanteil m_F/m_{MTO} zu bestimmen, muss zuerst der Kraftstoffanteil von einzelnen Flugphasen bestimmt werden. Dabei wird der gesamte Flug in einzelne Flugphasen unterteilt. Wie im Bild 2.8 dargestellt, ist der Flug in acht Phasen, vom Anlassen der Triebwerke bis nach der Landung, unterteilt.

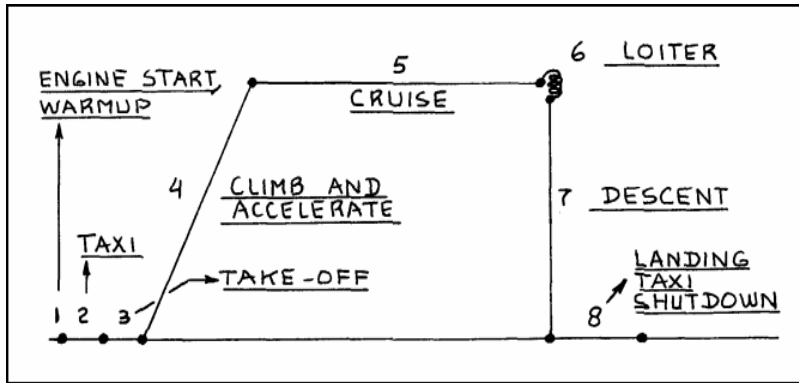


Bild 2.8 Flugphasen eines Flugzeugs [ROSKAM 1]

Mit der Gl. 2.50 werden die Massenverhältnisse von einzelnen Flugphasen multipliziert und das Produkt aller Phasen wird „mission fuel fraction“ M_{ff} genannt. In dieser Gleichung werden die Phasen 1 und 2 nicht berücksichtigt, da die maximale Startmasse ermittelt werden soll.

$$M_{ff} = \frac{m_9}{m_8} \cdot \frac{m_8}{m_7} \cdot \frac{m_7}{m_6} \cdot \frac{m_6}{m_5} \cdot \frac{m_5}{m_4} \cdot \frac{m_4}{m_3} = \frac{m_9}{m_3} \quad (2.50)$$

Für die Flugphasen 3, 4, 7 und 8 werden die Massenverhältnisse für Transport-Jet und Business-Jet der Tabelle 2.5 aus **Roskam I** entnommen.

Tabelle 2.5 Massenverhältnisse [ROSKAM 1]

Mission Phase No.	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
Airplane Type:	1	2	3	4	7	8
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
4. 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
6. 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 numbers in this table are based on experience or on judgment.
2. There is no substitute for common sense! If and when common sense so dictates, the reader should substitute other values for the fractions suggested in this table.

Die Massenverhältnisse für den Reiseflug und Warteflug werden nach der Breguet'schen Reichweitenformel berechnet. Für den Reiseflug eines Jets lautet der Reichweitenfaktor:

$$B_s = \frac{E \cdot V_{CR}}{c \cdot g} \quad (2.51)$$

Darin ist c der schubspezifische Kraftstoffverbrauch. Für das Massenverhältnis im Reiseflug gilt:

$$M_{ff,CR} = \frac{m_6}{m_5} = e_{eu}^{-\frac{R}{B_s}}, \quad (2.52)$$

wobei e_{eu} die Euler'sche Zahl ist.

Für das Massenverhältnis für die erforderliche Reserveflugstrecke gilt:

$$M_{ff,RES} = e_{eu}^{-\frac{R_{res}}{B_s}} \quad (2.53)$$

Dabei ist die Reserveflugstrecke R_{res} nach folgenden Bedingungen in Tabelle 2.6 zu ermitteln:

Tabelle 2.6 Bedingungen für die Reserveflugstrecke [SCHOLZ 99]

Für domestic reserves [FAR Part 121]:	$R_{res} = R_a = 200NM$
Für international reserves [FAR Part 121]:	$R_{res} = 0,1 \cdot R + R_a$
Für international reserves nach üblicher Auslegung:	$R_{res} = 0,05 \cdot R + R_a$

Für das Massenverhältnis im Warteflug gilt:

$$M_{ff,LOI} = e_{eu}^{-\frac{t}{B_t}} \quad (2.54)$$

Dabei ist t die erforderliche Flugzeit, die nach FAR Part 121 für domestic reserves $t = 2700s$ und für international reserves $t = 1800s$ vorgegeben ist, und B_t ist der Zeitfaktor:

$$B_t = \frac{B_s}{V} \quad (2.55)$$

Nun werden einzelne Massenverhältnisse multipliziert und der Kraftstoffanteil berechnet:

$$M_{ff,std} = M_{ff,TO} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,CR} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,L} \quad (2.56)$$

$$M_{ff,res} = M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,RES} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,LOI} \quad (2.57)$$

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} \quad (2.58)$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff} \quad (2.59)$$

2.6.3 Nutzlast

Die Nutzlast setzt sich zusammen aus der Masse von Passagieren und der Frachtmasse.

$$m_{PL} = m_{PAX,ges} \cdot n_{seat} + m_{cargo} \quad (2.60)$$

Die Massen der Passagiere sind aus der Tabelle 2.7 zu entnehmen.

Tabelle 2.7 Die Massen von Passagieren und Gepäck [ROSKAM 1]

	Kurz- und Mittelstrecke	Langstrecke
durchschnittliche Masse eines Passagiers, m_{PAX} / n_{PAX}	79.4 kg	79.4 kg
durchschnittliche Masse des Gepäcks eines Passagiers, $m_{baggage} / n_{PAX}$	13.6 kg	18.1 kg
Summe	93.0 kg	97.5 kg

2.6.4 Berechnung von Massen, Startschub und Flügelfläche

Die maximale Startmasse ist die Summe aus Nutzlast, Betriebsleermasse und der Kraftstoffmasse.

$$m_{MTO} = m_{PL} + m_{OE} + m_F \quad (2.61)$$

Nach Umformen ergibt sich die Gleichung für die maximale Startmasse:

$$m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} \quad (2.62)$$

Um die maximale Startmasse zu bestimmen, werden der Betriebsleermassenanteil aus Gl. 2.49, der Kraftstoffmassenanteil aus Gl. 2.59 und die Nutzlast aus Gl. 2.60 in die Gl. 2.62 eingesetzt.

Die Landemasse wird mit dem Landmassenanteil aus der Anforderung mit Gl. 2.63 berechnet.

$$m_{ML} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \quad (2.63)$$

Die Betriebsleermasse wird mit der Gl. 2.49 berechnet.

$$m_{OE} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} \quad (2.64)$$

Die Flügelfläche wird mit der Flächenbelastung aus dem Entwurfspunkt berechnet.

$$S_W = m_{MTO} / \left(\frac{m_{MTO}}{S_W} \right) \quad (2.65)$$

Genauso wird der Startschub aus dem Schub-Gewichtsverhältnis aus dem Entwurfspunkt berechnet.

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) \quad (2.66)$$

Die Kraftstoffmasse wird mit dem Kraftstoffmassenanteil aus Gl. 2.59 berechnet.

$$m_F = m_{MTO} \cdot \frac{m_F}{m_{MTO}} \quad (2.67)$$

2.6.5 Überprüfung der maximalen Landemasse

Nachdem die fünf Flugphasen untersucht und alle wichtigen Massen bestimmt wurden, muss zum Schluss geprüft werden, dass das Verhältnis der Landemasse zu Startmasse nicht größer ist als das angenommene oder das angeforderte Verhältnis der Landemasse zur Startmasse.

Die Landemasse setzt sich zusammen aus der Betriebsleermasse m_{OE} , der Nutzlast m_{PL} und dem Kraftstoff für die geforderte Reserve $m_{F,res}$.

$$m_{ZF} = m_{OE} + m_{PL} \quad (2.68)$$

$$m_{F,res} = m_{MTO} \cdot (1 - M_{ff,res}) \quad (2.69)$$

$$m_L = m_{ZF} + m_{F,res} \quad (2.70)$$

Das Verhältnis der Landemasse zu Startmasse ergibt sich aus Gl. 270 und Gl. 2.61. Dieses Verhältnis muss kleiner sein als das angeforderte Verhältnis der Landemasse zur Startmasse, damit das Flugzeug sicher landen kann.

$$\frac{m_L}{m_{MTO}} \leq \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \quad (2.71)$$

Die Parameter, die in diesem Kapitel den Tabellen und Bildern entnommen werden können, sind für die theoretische Berechnung notwendig. In dem Tool PreSTo (im Kapitel 4 ausführlich beschrieben) hat der User die Möglichkeit, die fehlenden Parameter aus der angebotenen Statistik zu wählen oder die Werte aus diesen Tabellen und Bildern manuell einzugeben.

3 Statistik und Datenbank

Wie im Kapitel 2 schon erwähnt, werden fünf Phasen des Flugzeugs untersucht, um ein Flugzeug zu dimensionieren. Dabei werden viele Parameter benötigt. In erster Linie gehen die Parameter aus den Anforderungen hervor, die das Flugzeug erfüllen muss, aber zur analytischen Lösung des Entwurfsproblems wird eine Vielzahl von Parametern benötigt, die in der Anforderung nicht gegeben ist oder der Anforderung nicht direkt entnommen werden kann. In diesem Fall werden die Parameter aus anderen Flugzeugen übernommen, die ähnliche Anforderungen erfüllen. Es werden in diesem Kapitel die statischen Werte aus 17 verschiedenen Flugzeugen in den folgenden sechs Tabellen aufgeführt. Die Flugzeuge sind von verschiedenen Herstellern. Wie es in der Tabelle 3.1 zu sehen ist, sind neben der Airbus- und Boeing-Flotte auch Daten von anderen Flugzeugherstellern vorhanden, es sind Daten von Kurz-, Mittel- und Langstreckenflugzeugen. Die Daten, die hier aufgeführt werden, wurden aus den Quellen **Verbeke 2008** und **Seeckt 2008** (nur Boeing B777-200LR) übernommen und hier zusammengefasst. Diese statistischen Parameter ändern sich infolge der technischen Entwicklung im Laufe der Zeit, der User hat aber hier die Möglichkeit, die Statistik zu erweitern. Nach Eintragen neuer Werte in der Liste im Tabellenblatt „Statistik“ werden automatisch neue Diagramme gezeichnet und neue Durchschnittswerte ermittelt.

3.1 Statistische Werte für die Landung

In der Tabelle 3.1 sind die Parameter aufgeführt, die bei der Untersuchung der Phase „Landung“ benötigt werden.

Tabelle 3.1 Statistische Werte für die Landung

Aircraft Type	$k_{app} [\sqrt{m/s^2}]$	$V_{app} [kt]$	$S_{LFL} [m]$	$C_{l,max,L}$	m_{ML}/m_{MTO}	$R[NM]$
CRJ-900	1,79	139,03	1596	2,55	0,932	1250
KSRA	1,84	130,4	1327	2,6	0,944	1600
DO728-100	1,77	131,67	1465	2,55	0,921	1630
CRJ-705	1,77	137,62	1596	2,55	0,913	1800
ERJ-170LR	1,94	134,52	1273	2,55	0,882	2250
SR(1)	1,94	145,42	1490	2,55	0,878	2650
B737-400	1,844	140,7	1540	2,76	0,827	2800
B737-800	1,8175	143,6	1652	2,76	0,84	3060
A310-200	1,951	145,8	1469	2,7	0,866	3650
A300-600	1,896	144,5	1536	2,6	0,836	3700
B757-200	1,862	143	1560	2,6	0,824	3800
KMRA	1,87	133,5	1349	2,6	0,856	3940
LR(1)	1,69	145,2	1952	2,55	0,701	7100
LR(2)	1,73	154,1	2104	2,55	0,704	7500
KLAR	1,73	151,7	2036	2,55	0,748	7500
LR(3)	1,76	143,2	1753	2,55	0,804	7600
B777-200LR	1,758	140	1676	2,6	0,6418	7500

Wenn ein Parameter in der Anforderung nicht gegeben ist, hat der User die Möglichkeit, den Wert dieses Parameters aus der Statistik zu übernehmen. Dabei wird dem User ein Durchschnittswert aus den 17 Flugzeugen für den jeweiligen Parameter angeboten. Die Parameter von den 17 Flugzeugen, wie im Bild 3.1 für die Sicherheitslandestrecke S_{LFL} dargestellt, werden über die Reichweite in einem Diagramm aufgetragen und mit Hilfe einer linearen Regression werden die Durchschnittswerte in Abhängigkeit von der Reichweite ermittelt. Dabei kann der User bei fehlenden Parametern auf die Statistik zurückgreifen. Die Parameter wurden alle über die Reichweite aufgetragen. Dies ist nicht die optimale Lösung, da nicht alle Parameter in der Realität von der Reichweite abhängen. Einige Parameter können von der maximalen Startmasse oder von der Nutzlast abhängen, aber diese sind in der Anforderung nicht gegeben, sondern sie werden nach der Dimensionierung bestimmt. Die Reichweite ist der einzige Parameter, der in der Anforderung gegeben sein muss, um ein Flugzeug zu entwerfen und mit dieser Reichweite werden dem User die statistischen Werte angeboten. Die statistischen Werte sind als Richtwerte zu sehen. Sicher kann die Statistik im zweiten Schritt über andere Parameter aufgetragen werden. Der User kann zunächst mit dieser Statistik die Rechnung durchführen und mit den Ergebnissen die neuen statistischen Werte ermitteln und die Rechnung nochmals durchführen, um optimale Ergebnisse zu erzielen.

Die Gleichung der linearen Regression für die Sicherheitslandestrecke lautet:

$$Y = 0,0775 \cdot x + 1294,1 \quad (3.1)$$

Der User hat auch die Möglichkeit, den Durchschnittswert von bestimmten Flugzeugen oder von zwei oder drei Flugzeugen zu ermitteln, dafür ist im Diagramm die „Approximation cur-

ve“ eingezeichnet. Die Approximationskurve bzw. -gerade ist gelb dargestellt und wird mit der Gleichung

$$Y = m \cdot x^n + b \quad (3.2)$$

beschrieben.

Darin ist:

- m Gradient (gradient)
- n Exponent (exponent)
- b Abszisse (abscissa)

Der User hat dabei die Möglichkeit, den Gradienten, den Exponenten und die Abszisse beliebig zu ändern, um die gewünschten Punkte miteinander verbinden zu können. In den folgenden Bildern sind die Durchschnittswerte von allen Flugzeugen bei der Reichweite von $R = 7500\text{NM}$ zu sehen.

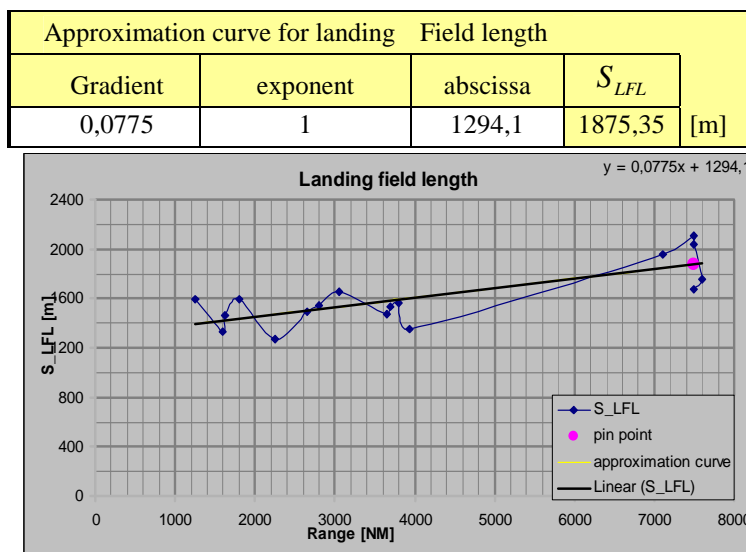


Bild 3.1 Durchschnittswert der Sicherheitslandestrecke

Analog zu der Sicherheitslandestrecke werden auch für die anderen Parameter, die in der Tabelle 3.1 aufgeführt sind, Durchschnittswerte ermittelt und graphisch dargestellt.

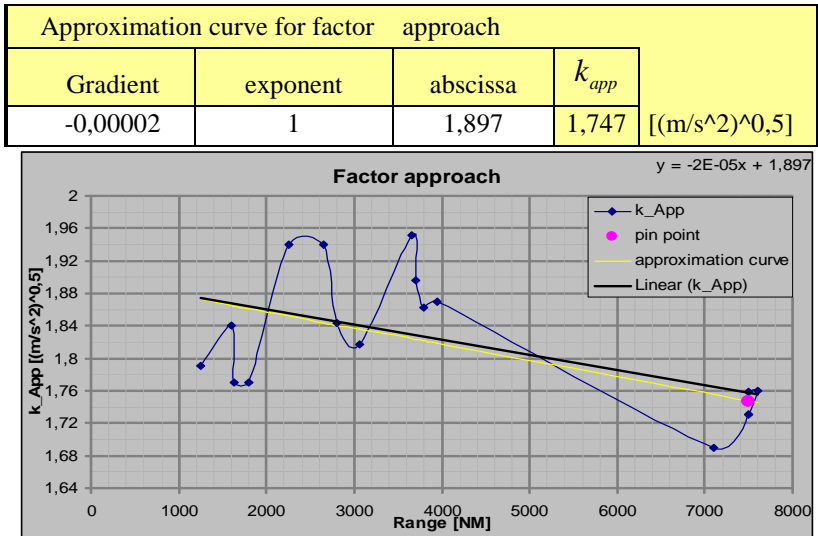


Bild 3.2 Durchschnittswert des Verzögerungsfaktors

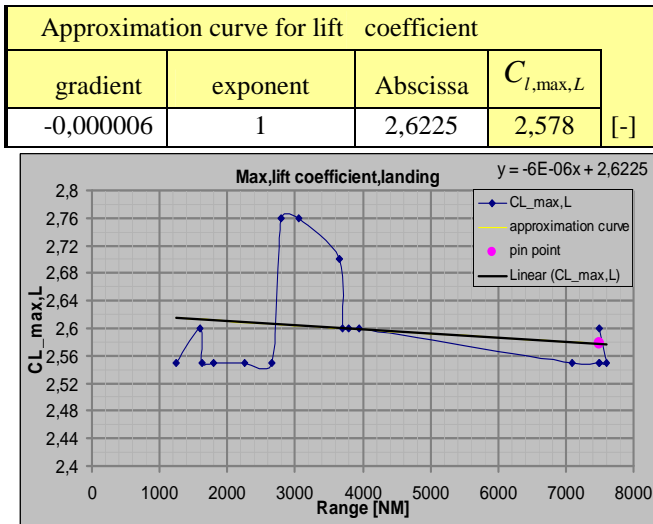


Bild 3.3 Durchschnittswert des max. Auftriebsbeiwerts

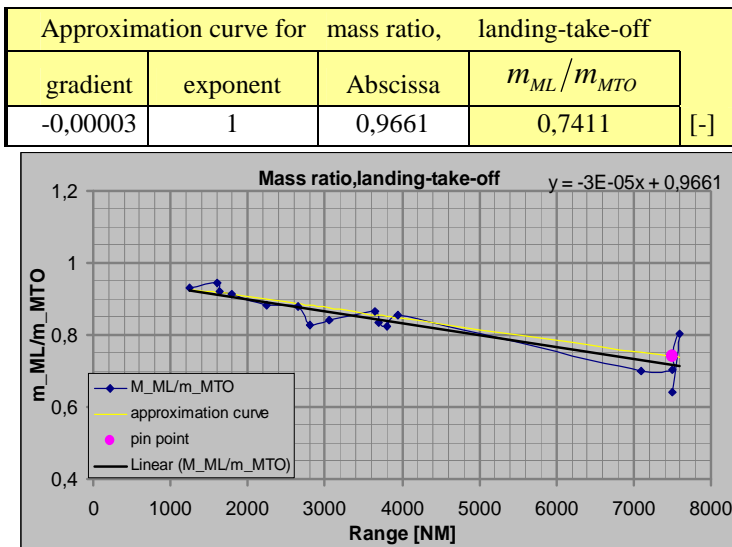


Bild 3.4 Durchschnittswert für das Verhältnis Lande- zu Startmasse

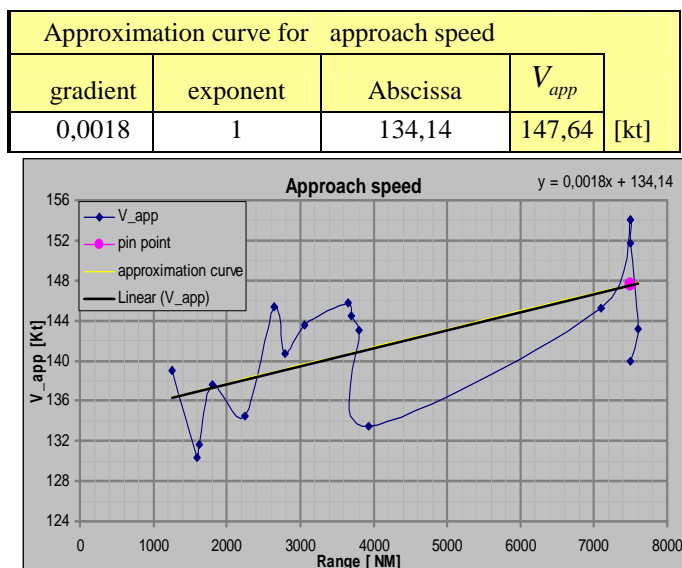


Bild 3.5 Durchschnittswert der Anfluggeschwindigkeit

3.2 Statistische Werte für den Start

Für die Phase „Start“ sind drei Parameter - Sicherheitsstartstrecke, Abhebefaktor und der maximale Auftriebsbeiwert - von denselben 17 Flugzeugen in der Tabelle 3.2 aufgeführt.

Tabelle 3.2 Statistische Werte für den Start

Aircraft Type	S_{TOF} [m]	k_{TO} [m^3/kg]	$C_{l,max,TO}$	R [NM]
CRJ-900	1779	2,13	1,9	1250
KSRA	1400	2,07	1,9	1600
DO728-100	1420	2,01	1,9	1630
CRJ-705	1779	2,13	1,9	1800
ERJ-170LR	1590	2,05	1,9	2250
SR(1)	1960	2,02	1,95	2650
B737-400	2540	2,49	2,02	2800
B737-800	2231	2,13	2,02	3060
A310-200	1960	1,82	1,95	3650
A300-600	2378	2,25	1,95	3700
B757-200	2368	2,28	1,95	3800
KMRA	2030	2,19	1,95	3940
LR(1)	3125	1,76	1,95	7100
LR(2)	3140	1,91	1,95	7500
KLAR	1910	1,91	2,4	7500
LR(3)	2515	2,05	1,95	7600
B777-200LR	3350	2,34	1,88	7500

Auch für diese Parameter wurden die Durchschnittswerte analog zu den Parametern der Sicherheitslandestrecke ermittelt:

Approximation curve for take-off field length			
Gradient	exponent	Abscissa	S_{TOF}
0,1891	1	1433	2851,25

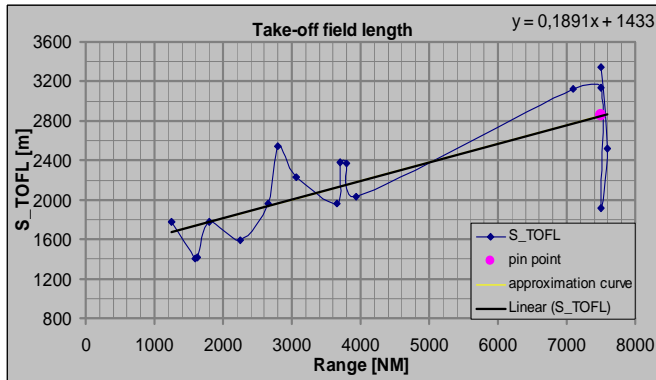


Bild 3.6 Durchschnittswert der Sicherheitsstartstrecke

Approximation curve for factor take-off			
gradient	exponent	abscissa	k_{TO}
-0,00002	1	2,1746	2,0246

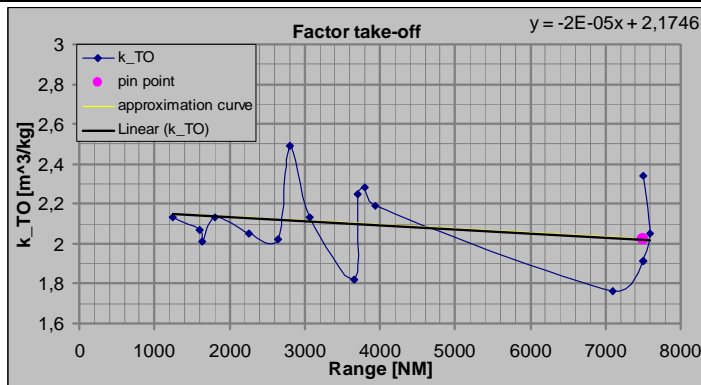


Bild 3.7 Durchschnittswert des Abhebefaktors

Approximation curve for max. lift coefficient, take-off			
gradient	exponent	abscissa	$C_{l,max,TO}$
0,00002	1	1,8878	2,0378

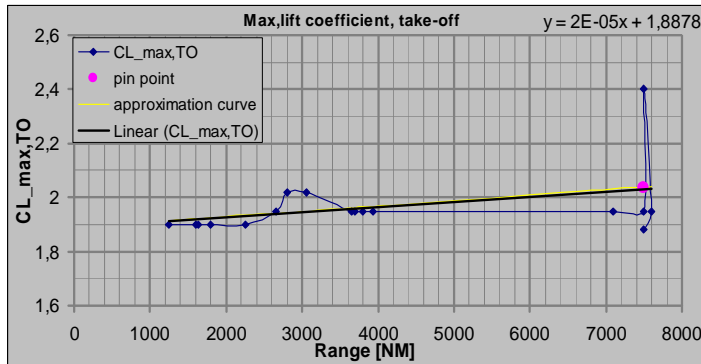


Bild 3.8 Durchschnittswert des max. Auftriebsbeiwerts

3.3 Statistische Werte für die Steigrate im 2. Segment

Die Parameter für die Phase „Steigrate im 2. Segment“ sind in der Tabelle 3.3 aufgeführt.

Tabelle 3.3 Statistische Werte für das 2. Segment

Aircraft Type	A	$C_{D,0,2.SEG}$	$C_{D,Slats,2.SEG}$	$e_{Landing}$	R[NM]
CRJ-900	9	0,02	0	0,7	1250
KSRA	9,29	0,019	0,005	0,7	1600
DO728-100	9,81	0,015	0	0,7	1630
CRJ-705	9	0,018	0	0,7	1800
ERJ-170LR	9,3	0,019	0	0,7	2250
SR(1)	9,5	0,018	0,005	0,75	2650
B737-400	9,16	0,02	0	0,7	2800
B737-800	9,45	0,02	0	0,7	3060
A310-200	8,8	0,02	0	0,7	3650
A300-600	7,7	0,02	0	0,7	3700
B757-200	7,9	0,02	0	0,7	3800
KMRA	9	0,0176	0,005	0,7	3940
LR(1)	9,3	0,0165	0,005	0,75	7100
LR(2)	8,566	0,017	0,005	0,75	7500
KLAR	9	0,0191	0,005	0,75	7500
LR(3)	9,26	0,0165	0,005	0,75	7600
B777-200LR	9,34	0,02	0	0,7	7500

Auch hier werden analog zu den anderen Flugphasen die Durchschnittswerte für die in der Tabelle 3.3 aufgeführten Parameter ermittelt:

Approximation curve for lift ind. drag coefficient, clean			
gradient	exponent	abscissa	$C_{D,0,2.SEG}$
-0,0000001	1	0,0191	0,01835

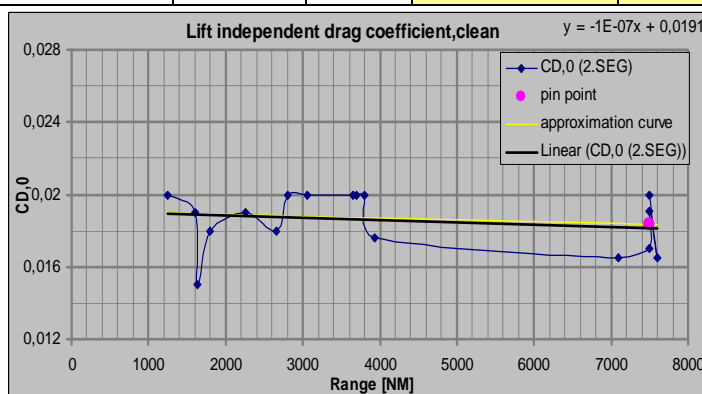


Bild 3.9 Durchschnittswert des Nullwiderstandsbeiwerts im 2. Segment

Approximation curve for aspect ratio				
gradient	exponent	abscissa	A	
-0,00002	1	9,1232	8,9732	[-]

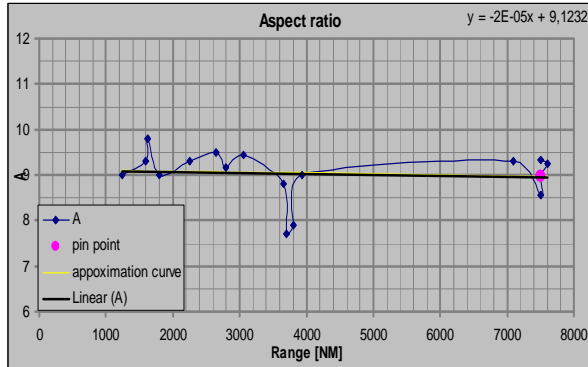


Bild 3.10 Durchschnittswert der Streckung

Approximation curve for Oswald effi. factor				
gradient	exponent	Abscissa	$e_{Landing}$	
0,000007	1	0,6877	0,740	[-]

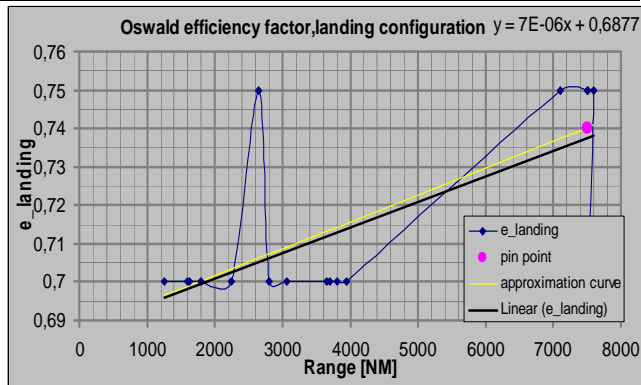


Bild 3.11 Durchschnittswert des Oswald-Faktors

Approximation curve for Lift ind. Drag Coefficient, slat				
gradient	exponent	Abscissa	$C_{D,Slats,2.SEG}$	
0,0000005	1	-0,0005	0,00325	[-]

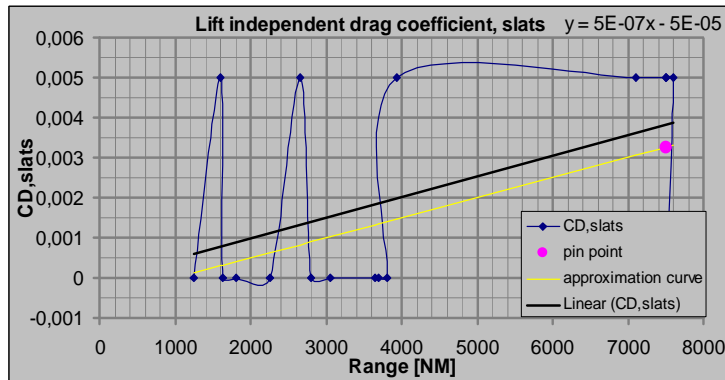


Bild 3.12 Durchschnittswert für den Widerstandsbeiwert der Vorflügel im 2. Segment

3.4 Statistische Werte für die Steigrate beim Durchstarten

Für die Phase „Steigrate beim Durchstartmanöver“ sind die Parameter in Tabelle 3.4 zu sehen.

Tabelle 3.4 Statistische Werte für Durchstarten

Aircraft Type	$C_{D,0,mi_App.}$	$C_{D,Slats,mi_App.}$	$R[NM]$
CRJ-900	0,02	0	1250
KSRA	0,019	0,01	1600
DO728-100	0,015	0	1630
CRJ-705	0,018	0	1800
ERJ-170LR	0,019	0	2250
SR(1)	0,018	0,01	2650
B737-400	0,02	0	2800
B737-800	0,02	0	3060
A310-200	0,02	0	3650
A300-600	0,02	0	3700
B757-200	0,02	0	3800
KMRA	0,0176	0,01	3940
LR(1)	0,0165	0,01	7100
LR(2)	0,017	0,01	7500
KLAR	0,0191	0,01	7500
LR(3)	0,0165	0,01	7600
B777-200LR	0,02	0	7500

Und dazugehörige Durchschnittswerte der Parameter:

Approximation curve for Lift ind. Drag Coefficient, clean			
gradient	exponent	Abscissa	$C_{D,0,mi_App.}$
-0,0000001	1	0,0191	0,01835

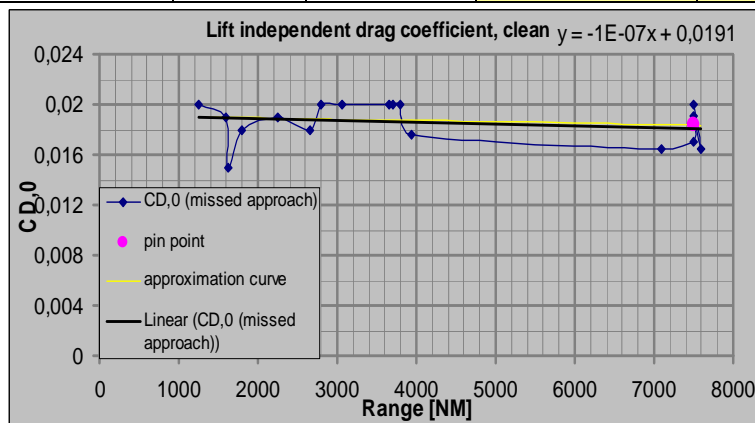


Bild 3.13 Durchschnittswerte des Nullwiderstandsbeiwertes beim Durchstartmanöver

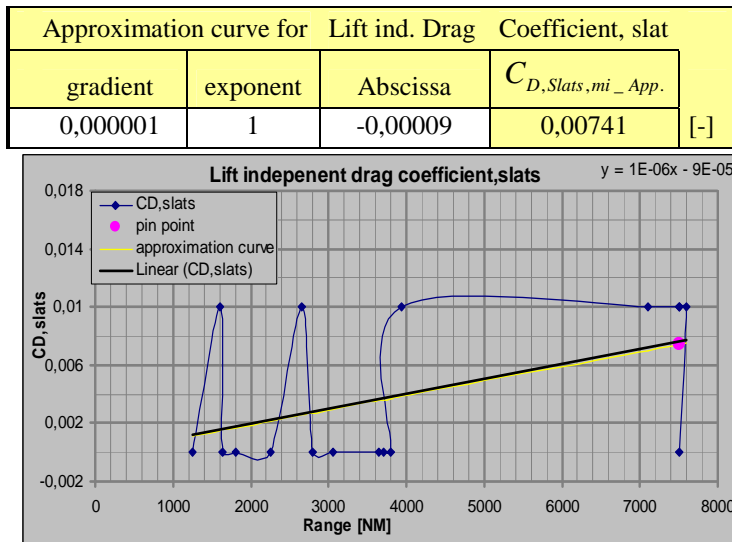


Bild 3.14 Durchschnittswert für Widerstandsbeiwerte der Vorflügel beim Durchstartmanöver

3.5 Statistische Werte für den Reiseflug

Die Parameter für die Phase „Reiseflug“ sind in der Tabelle 3.5 aufgeführt.

Tabelle 3.5 Statistische Werte für den Reiseflug

Aircraft Type	k_E	S_{wet}/S_W	BPR	e_{cruise}	M_{CR}	V/V_{md}	$R[NM]$
CRJ-900	15,8	6,7	5	0,8	0,78	0,97	1250
KSRA	15,8	6,2	5	0,8	0,82	1	1600
DO728-100	15,8	5,3	5,1	0,8	0,78	0,97	1630
CRJ-705	15,8	6,1	5	0,8	0,78	0,97	1800
ERJ-170LR	15,8	6,3	5,1	0,8	0,75	0,97	2250
SR(1)	15,8	6,3	5,7	0,85	0,82	0,95	2650
B737-400	15,8	6,7	4,9	0,8	0,82	0,95	2800
B737-800	15,8	6,2	5,1	0,8	0,82	0,95	3060
A310-200	15,8	6	5	0,8	0,8	0,95	3650
A300-600	15,8	5,9	5	0,8	0,82	0,95	3700
B757-200	15,8	5,7	6	0,8	0,8	0,95	3800
KMRA	15,8	5,9	4,6	0,8	0,8	0,95	3940
LR(1)	15,8	5,4	6,5	0,85	0,86	0,99	7100
LR(2)	15,8	5,4	7,6	0,85	0,86	0,95	7500
KLAR	15,8	6,4	4,6	0,85	0,89	0,95	7500
LR(3)	15,8	5,4	5	0,85	0,86	0,95	7600
B777-200LR	15,8	6	8,9	0,85	0,84	0,952	7500

Auch die Parameter werden graphisch dargestellt:

Approximation curve for Oswald effic. factor, cruise				
gradient	exponent	Abscissa	e_{cruise}	
0,000009	1	0,783	0,8505	[-]

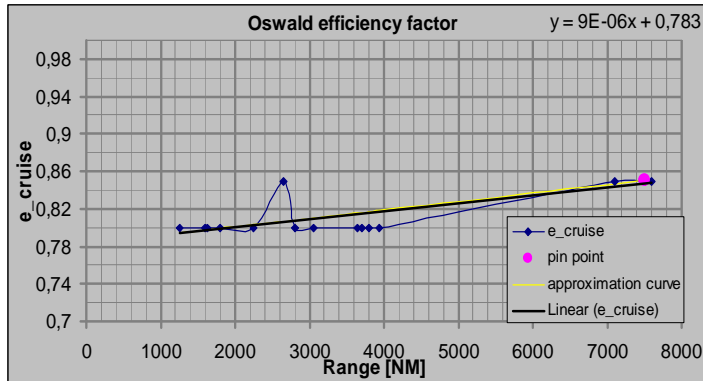


Bild 3.15 Durchschnittswert des Oswald-Faktors

Approximation curve for by-pass ratio				
gradient	exponent	Abscissa	BPR	
0,0003	1	4,4632	6,7132	[-]

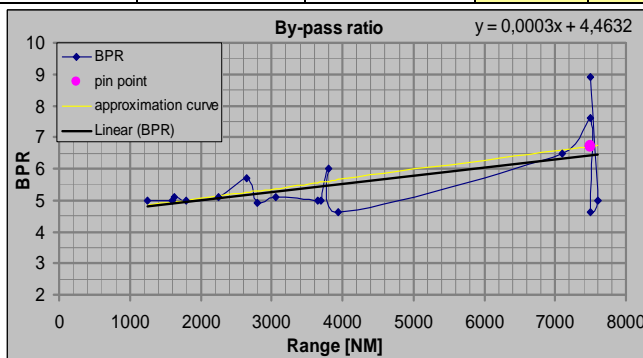


Bild 3.16 Durchschnittswert für das Nebenstromverhältnis

Approximation curve for relative wetted area				
gradient	exponent	Abscissa	S_{wet}/S_W	
-0,0001	1	6,3683	5,6183	[-]

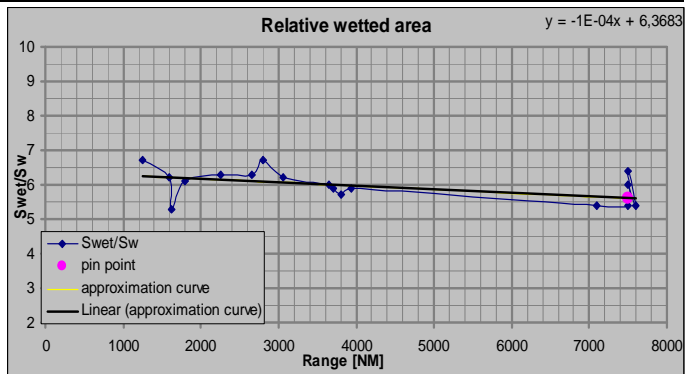


Bild 3.17 Durchschnittswert für relativ benetzte Flügelfläche

Approximation curve for mach number, cruise			
gradient	exponent	Abscissa	M_{CR}
0,00001	1	0,7656	0,8406 [-]

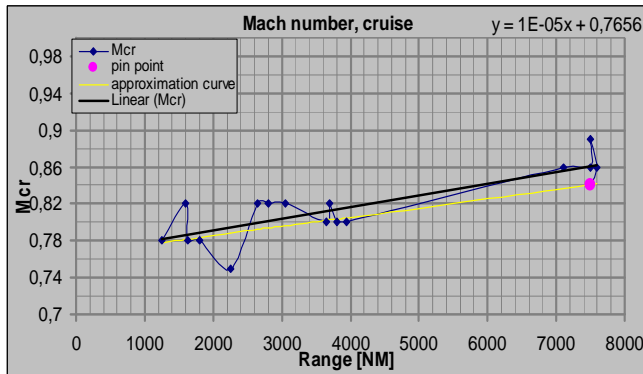


Bild 3.18 Durchschnittswert der Machzahl

Approximation curve for speed ratio			
gradient	exponent	Abscissa	V/V_{md}
-0,000002	1	0,9684	0,9534 [-]

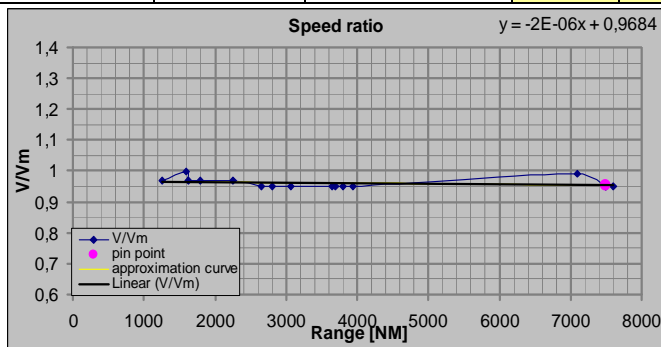
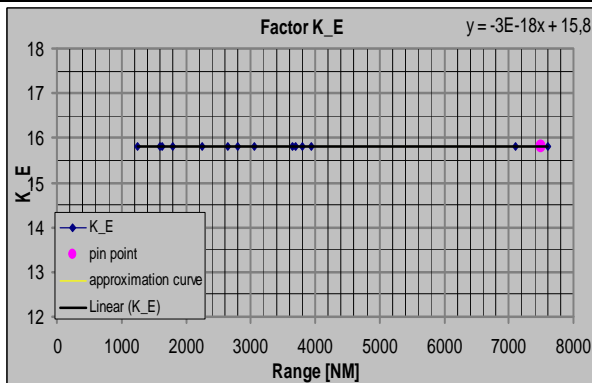


Bild 3.19 Durchschnittswert für das Verhältnis der Geschwindigkeiten

Approximation curve for factor k_E			
gradient	exponent	Abscissa	k_E
-3E-18	1	15,8	15,8 [-]

Bild 3.20 Durchschnittswert für den k_E -Faktor

3.6 Statistische Werte für die Entwurfparameter

Die letzten Parameter, die für die Dimensionierung benötigt werden bzw. die letzten Parameter, die in die Statistik aufgenommen werden können, sind in Tabelle 3.6 aufgeführt.

Tabelle 3.6 Statistische Werte für den Entwurfparameter

Aircraft Type	$S_{TO,Alt.}$ [NM]	extra fuel	SFC [kg/N · s]	m_{OE}/m_{MTO}	n_{Pax}	R [NM]
CRJ-900	200	0,05	0,00001924	0,587	86	1250
KSRA	200	0,05	0,0000191	0,6085	75	1600
DO728-100	200	0,05	0,00001896	0,6236	70	1630
CRJ-705	200	0,05	0,00001921	0,587	75	1800
ERJ-170LR	200	0,05	0,0000195	0,568	70	2250
SR(1)	200	0,05	0,00001823	0,557	150	2650
B737-400	200	0,05	0,0000167	0,516	179	2800
B737-800	200	0,05	0,00001856	0,522	180	3060
A310-200	200	0,05	0,00001672	0,564	220	3650
A300-600	200	0,05	0,000016812	0,546	266	3700
B757-200	200	0,05	0,00001828	0,513	186	3800
KMRA	200	0,05	0,00001514	0,544	185	3940
LR(1)	200	0,05	0,00001736	0,462	332	7100
LR(2)	200	0,05	0,00001618	0,472	380	7500
KLRA	200	0,05	0,000015556	0,441	380	7500
LR(3)	200	0,05	0,000016345	0,526	295	7600
B777-200LR	200	0,05	0,00001526	0,417	301	7500

Auch die Parameter werden graphisch dargestellt, um den Durchschnittswert zu ermitteln.

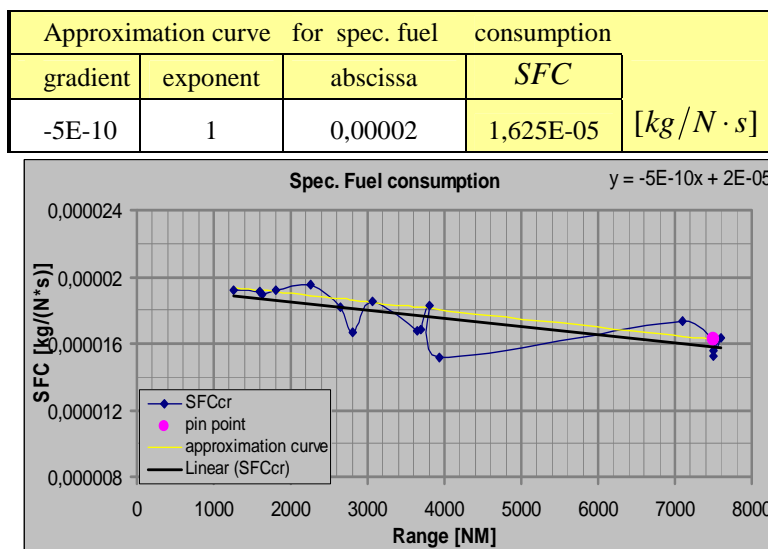


Bild 3.21 Durchschnittswert für den spez. Kraftstoffverbrauch

Approximation curve for distance To alternate			
gradient	exponent	abscissa	$S_{TO,Alt.}$
0	1	200	200

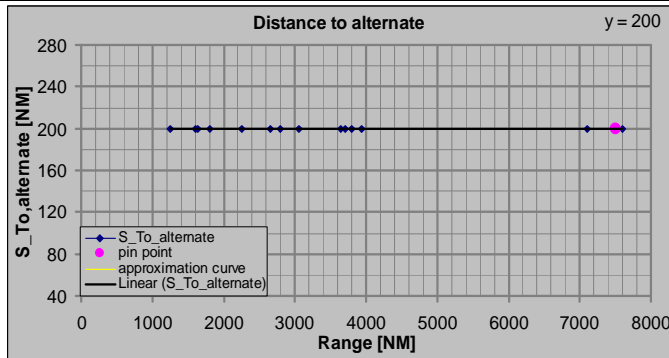


Bild 3.22 Durchschnittswert für die Entfernung zum Ausweichflugplatz

Approximation curve for extra fuel For long range			
gradient	exponent	abscissa	$ex.fuel$
-6E-21	1	0,05	0,05

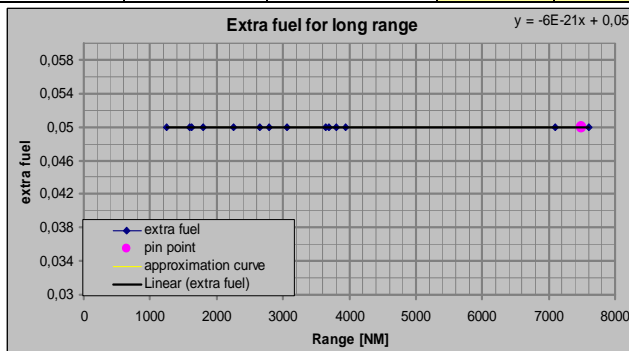


Bild 3.23 Durchschnittswert für die Kraftstoffreserven

Approximation curve for relative operating empty Mass			
gradient	exponent	abscissa	m_{OE}/m_{MTO}
-0,00002	1	0,6193	0,4693

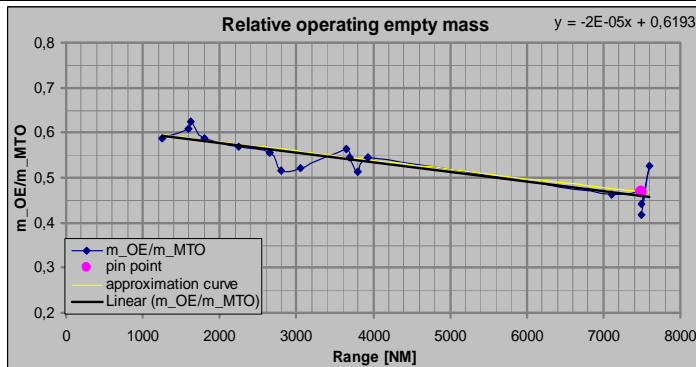


Bild 3.24 Durchschnittswert für den Betriebsleermassenanteil

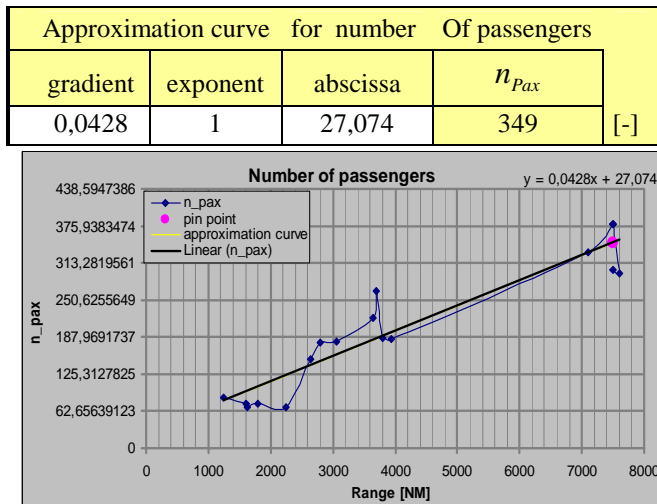


Bild 3.25 Durchschnittswert für die Anzahl der Sitze

3.7 Datenbank

Die Originaldaten der 17 Flugzeuge, die in diesem Kapitel in den Tabellen 3.1 bis 3.8 aufgeführt sind, sind in einer Datenbank gespeichert. In dem Tool PreSTo, das im Kapitel 4 ausführlich beschrieben wird, ist die Datenbank so ausgeführt, dass der User mithilfe eines Drop-down-Menüs ein bestimmtes Flugzeug aus der Liste auswählen kann und die einzelnen Werte ansehen und mit den eigenen berechneten Werten vergleichen kann.

Auch die Datenbank kann erweitert werden. Der User muss nur die Daten eines neuen Flugzeuges in die vorhandene Liste im Tabellenblatt „Statistik“ eingeben, dann erscheint dieses Flugzeug automatisch in dem Drop-down-Menü. Die Datenbank ist nur im ersten Tabellenblatt „Preliminary“ aufgeführt. Leider findet man nicht alle Flugzeugparameter, die bei der Untersuchung der fünf Phasen benötigt werden, in der Literatur. Um die Datenbank zu vervollständigen, wurden die fehlenden Parameter, wie Gleitzahl, Flughöhe usw., mit den vorhandenen Parametern des jeweiligen Flugzeuges ausgerechnet. Die fehlenden Parameter wurden mit den Methoden, die im Kapitel 2 beschrieben sind, bestimmt. Um die nach Kapitel 2 berechneten Parameter von den Originaldaten zu unterscheiden, sind diese im Tool blau dargestellt. In Tabellen 3.7 und 3.8 sind die restlichen Parameter, die in der Datenbank aufgeführt sind.

Tabelle 3.7 Parameter für die Datenbank

Aircraft Type	S_{wing} [m ²]	m_{OE}/m_{MTO}	m_{ML}/S_{wing} [kg / m ²]	m_{MTO}/S_{wing} [kg / m ²]	$a_{gradient}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$
CRJ-900	70,8	0,587	481,75	517	0,0006302	0,3259
KSRA	80	0,6085	432,6	458	0,0007767	0,3558
DO728-100	76	0,6236	432,5	469	0,000745	0,3497
CRJ-705	70,6	0,587	472,5	517	0,0006302	0,3259
ERJ-170LR	72,7	0,568	451,3	512	0,0006769	0,3463
SR(1)	122,4	0,557	527,2	600	0,0005547	0,3331
B737-400	105,6	0,516	533,6	645	0,0004843	0,3126
B737-800	125,5	0,522	528,8	630	0,0004972	0,3131
A310-200	219	0,564	561,6	648	0,0004996	0,3239
A300-600	260	0,546	530,5	635	0,0005105	0,324
B757-200	183,4	0,513	519,7	631	0,0005183	0,3268
KMRA	170,1	0,544	453	529	0,000582	0,3084
LR(1)	362	0,462	525,3	749	0,0003039	0,2881
LR(2)	437,4	0,472	592,3	842	0,0003282	0,2766
KLRA	351,9	0,441	574	767	0,0004384	0,3363
LR(3)	361,7	0,526	511,5	636	0,0004398	0,2801
B777-200LR	462	0,417	483	775	0,00037	0,287

Tabelle 3.8 Massen für die Datenbank

Aircraft Type	m_{cargo} [kg]	m_{OE} [kg]	m_{fuel} [kg]	m_{PL} [kg]	m_{ML} [kg]	m_{MTO} [kg]
CRJ-900	0	21482	6514	8600	34108	36596
KSRA	0	22307	6852	7500	34610	36659
DO728-100	0	22254	6432	7000	32867	35686
CRJ-705	0	21448	7590	7500	33359	36538
ERJ-170LR	0	21129	9070	7000	32809	37199
SR(1)	0	40941	19061	13500	64535	73502
B737-400	0	35160	16450	16530	56352	68140
B737-800	0	41243	20847	16920	66368	79009
A310-200	0	80097	39919	22000	122986	142016
A300-600	0	90091	48311	26600	137942	165003
B757-200	2330	59338	36331	20000	95311	115669
KMRA	0	49031	24383	16650	77059	90064
LR(1)	0	125334	114411	31540	190171	271285
LR(2)	0	173727	158239	36100	259119	368067
KLRA	0	118994	114822	36195	201995	270011
LR(3)	0	121021	81032	28025	184983	230079
B777-200LR	34700	149200	144600	64000	223200	347800

4 PreSTo

In diesem Tool PreSTo (Preliminary Sizing Tool) wird im Tabellenblatt 1 „Preliminary“, die Dimensionierung, wie im Kapitel 2 ausführlich beschrieben, durchgeführt. Im Tabellenblatt 2 ist das dazugehörige Entwurfsdiagramm „Diagramm“ dargestellt. In weiteren vier Tabellenblättern werden die Flugzeugkomponenten dimensioniert. Die Flugzeugkomponenten werden mit den in Preliminary berechneten Werten und der Anforderung dimensioniert.

Die erste zu dimensionierende Komponente ist der Rumpf im Tabellenblatt 3 „Fuselage“; dann folgen der Flügel „Wing Design“, die Leitwerke „Empenage design“ und dann das Fahrwerk „Landing gear“. Zum Schluss werden alle berechneten Parameter in die Vorgabedatei von PrADO im Tabellenblatt „PrADO DB2-7“ übertragen, um in PrADO weitere Berechnungen und Optimierungen durchführen zu können.

Alle Tabellenblätter in diesem Tool sind miteinander verknüpft. Wenn der User den Wert eines Parameters in einem Tabellenblatt ändert, dann ändert sich dieser Wert in allen Tabellenblättern und damit auch die gesamte Rechnung. Es sind in diesem Tool auch viele Diagramme und 2-dimensionale Bilder zur Veranschaulichung gezeichnet. Auch sie passen sich den variierten Parametern an.

Es sind viele Drop-Down-Menüs in diesem Tool vorhanden. Der User kann auswählen, mit welchen Werten oder nach welchem Verfahren die Rechnung durchgeführt werden soll. Es sind hier nur einige Auswahlmöglichkeiten kurz erläutert: Der User hat z. B. die Möglichkeit, die Rechnung für ein Kurz- oder für Langstreckenflugzeug durchzuführen. Bei den k-Faktoren hat er die Auswahl, die Parameter aus der Statistik zu benutzen oder vorgegebene Werte aus der Vorlesung Flugzeugentwurf von Prof. Dr. Scholz zu wählen. Und es sind auch an bestimmten Stellen die Rechenverfahren nach bestimmten Autoren wie **Loftin 1980**, **Roskam I** usw., vorgeschlagen und genauso können an bestimmten Stellen die Luftfahrtvorschriften ausgewählt werden, also ob die Dimensionierung nach CS-25 oder nach FAR PART 25 durchgeführt werden soll.

Bei der Profilauswahl für den Flügel kann der User auch ein bestimmtes Profil aus der Liste auswählen, jedoch sind alle Profile in PreSTo aus der NACA-Serie. Das Tool PreSTo ist sehr umfangreich. Dabei werden dem User viele Auswahlmöglichkeiten angeboten.

Es wird hier nicht detailliert auf die einzelnen Funktionen des Tools eingegangen. Der User muss sich selbst mit dem Tool beschäftigen, um sich einen Einblick zu verschaffen. Das Tool ist wie im Bild 4.1 dargestellt, aufgebaut.

Aufbau von PreSTo

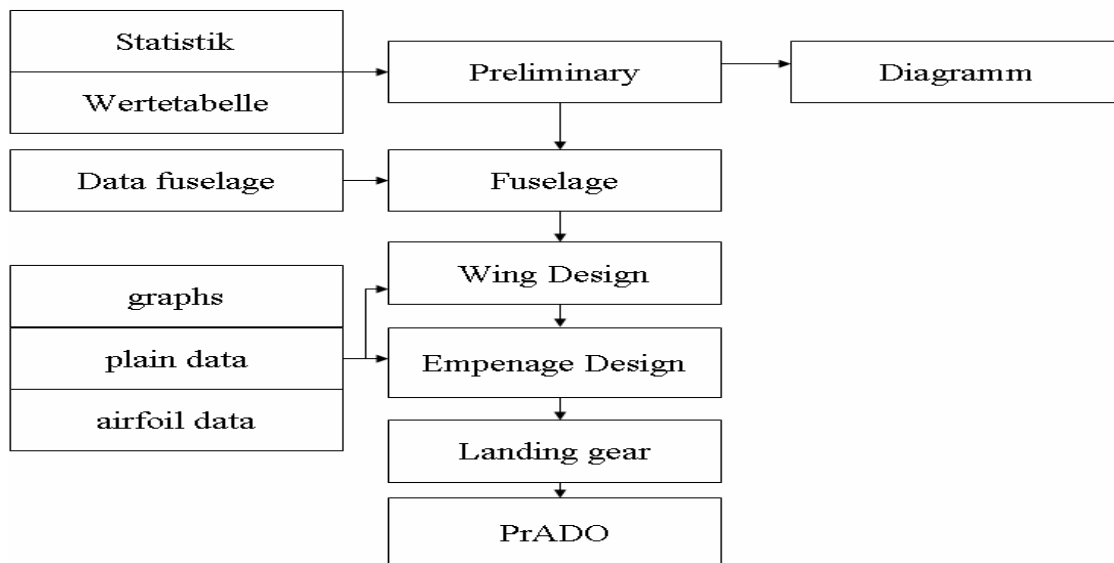


Bild 4.1 Aufbau von PreSTo

Das Tool PreSTo ist so aufgebaut, dass die Eingangswerte nur in weiss markierten Feldern eingegeben werden können. Die Zwischenschritte sind unter „Values for the next Steps“ und die Endergebnisse sind unter „Results“ zu finden.

4.1 Dimensionierung im PreSTo

Im Folgenden wird der gesamte Ablauf der Dimensionierung in verschiedenen Bildern dargestellt und Schritt für Schritt beschrieben.

Dabei wird als Beispiel für die Berechnung ein neues Flugzeug in Anlehnung an die Boeing 777-200LR entworfen. Die Originaldaten der Boeing 777-200LR sind in der Datenbank aufgeführt. Es werden alle berechneten Werte mit den Originaldaten verglichen. Wie in dem Bild 4.2 unter „Data Base“ zu sehen, hat die B777-200LR die Reichweite von $R = 7500\text{NM}$, damit ist das ein Langstreckenflugzeug. Es wird daher im linken Feld die Auswahl „long“ gewählt. Es wird dann mit dem Pfeil darauf hingewiesen, dass die Reichweite Einfluss auf die Passagiermasse hat.

Für die Anzahl der Sitze wird der statistische Wert ermittelt und es ist in Bild 4.2 $n_{PAX} = 348$ zu sehen. Da die Anzahl der Sitze für die B777-200LR bekannt ist, wird jedoch mit dem Originalwert von $n_{PAX} = 301$ gerechnet.

Parallel zu der Berechnung „Process Data“ ist die Datenbank „Data Base“ zu sehen. Wie im Kapitel 3 ausführlich beschrieben, hat der User hier die Möglichkeit, die berechneten Werte mit den Originaldaten zu vergleichen.

Preliminary Sizing		Process Data	Data Base
1.1. General requirements			Unit
			B777-200LR
Input Parameters	Unit		
Range	R	7500 [NM]	7500 [NM]
Cargo mass	m_{cargo}	34700 [kg]	34700 [kg]
Aircraft Type (Range):	long	m_{PAX} 97,5 [kg]	
Number of passengers	n_{PAX}	301 [-]	301 [-]
		m_{PL} 64047,50 [kg]	
		Value based on statistic	
		n_{PAX}	348 [-]

Bild 4.2 Allgemeine Anforderungen im PreSTo

4.1.1 Die Phase Landung

Nun wird die Phase „Landung“ (Bild 4.3) untersucht. Bei dieser Phase werden für die fünf Parameter die statistischen Werte ermittelt. Dabei wird der User gefragt, ob er mit den statistischen Werten die Berechnung durchführen möchte oder die Werte aus der Anforderung manuell eingeben möchte.

Da die fünf aufgeführten Parameter für die B777-200LR bekannt sind, wird bei „Statistic Values“ „No“ gewählt.

1.2. Wing loading at max. take-off mass based on requirement of Landing		Unit
Input Parameters	Unit	
Statistic Values	No	
		Values based on statistic
		s_{LFL} 1875,35 [m]
		k_{app} 1,747 [(m/s ²) ^{0,5}]
		$C_{\text{L,max,L}}$ 2,578 [-]
		$m_{\text{ML}} / m_{\text{TO}}$ 0,741 [-]
		V_{app} 147 [Kt]

Bild 4.3 Statistische Werte für die Landung in PreSTo

Die fünf Parameter wurden manuell eingegeben und unter „Values for the next Steps“ werden nur zur Veranschaulichung die Zwischenergebnisse bzw. die Werte angezeigt, mit denen die Rechnung weiter durchgeführt wurde.

Unter „Results“ werden die berechneten Werte dargestellt. Wie in Bild 4.4 zu sehen ist, sind die berechneten Werte fast identisch mit den Originaldaten.

Landing field length	S_{LFL}	<input type="text" value="1676,00"/>	[m]		
Given: Approach speed	No				
Approach speed	V_{app}	<input type="text" value="140,00"/>	[kt]		
Factor	k_{app}	Manual input		Values for the next steps	
		<input type="text" value="1,758"/>	$[(m/s^2)*0,5]$	S_{LFL}	<input type="text" value="1676"/>
Max. lift coefficient, landing	$C_{L,max,L}$	<input type="text" value="2,6"/>	[-]	k_{app}	<input type="text" value="1,758"/>
Mass ratio, landing - take-off	m_{ML}/m_{TO}	<input type="text" value="0,623"/>	[-]	$C_{L,max,L}$	<input type="text" value="2,6"/>
				m_{ML}/m_{TO}	<input type="text" value="0,623226"/>
				V_{app}	<input type="text" value="140"/>
Temperature above ISA (288,15K)	ΔT_A	<input type="text" value="0"/>	[K]		<input type="text" value="0"/>
				Results	
				V_{app}	<input type="text" value="139,91"/>
				S_{LFL}	<input type="text" value="1678,13"/>
				k_L	<input type="text" value="0,11417"/>
				σ	<input type="text" value="1"/>
				m_{ML}/S_W	<input type="text" value="497,487"/>
				m_{ML}/S_W	<input type="text" value="798,245"/>

Bild 4.4 Ergebnisse der Phase Landung in PreSto

4.1.2 Die Phase Start

Die Berechnung der Phase Start folgt analog zu der Phase Landung (Bild 4.5). Auch hier wird auf die statistischen Werte verzichtet, da die Originaldaten vorhanden sind.

1.3. Thrust-to-weight ratio based on requirement of take off			Unit
Input parameters			Unit
Statistic Values	<input type="text" value="No"/>		
		Values based on statistic	
		S_{TOFL}	<input type="text" value="2851,25"/>
		k_{TO}	<input type="text" value="2,025"/>
		$C_{L,max,TO}$	<input type="text" value="2,038"/>

Bild 4.5 Statistische Werte für den Start in PreSto

Auch bei dieser Phase sieht man in Bild 4.6, dass die berechneten Werte den Originaldaten sehr ähnlich sind.

Factor	k_{TO}	Manual input		Values for the next steps	
		<input type="text" value="2,340"/>	$[m^3/kg]$	k_{TO}	<input type="text" value="2,34"/>
Take-off field length	S_{TOFL}	<input type="text" value="3350"/>	[m]	S_{TOFL}	<input type="text" value="3350"/>
Max. lift coefficient, take-off	$C_{L,max,TO}$	Manual input		$C_{L,max,TO}$	<input type="text" value="1,88"/>
Max. lift coefficient, take-off (manual input)	$C_{L,max,TO}$	<input type="text" value="1,88"/>	[-]		
Temperatur above ISA (288,15K)	ΔT_{TO}	<input type="text" value="15"/>	[K]		<input type="text" value="15"/>
				Results	
				σ	<input type="text" value="0,950519545"/>
				a	<input type="text" value="0,00039089"/>
Wing loading at max. take-off mass	m_{ML}/S_W	<input type="text" value="798,25"/>	$[kg/m^2]$	$T_{TO}/m_{ML} \cdot g$	<input type="text" value="0,3120244"/>

Bild 4.6 Ergebnisse der Phase Start in PreSto

4.1.3 Die Phase Steigrade im 2. Segment

Auch hier (Bild 4.7) wird auf die statistischen Parameter verzichtet:

1.4. Thrust-to-weight ratio based on requirement of 2nd Segment												
Input parameters												
Statistic Values	<input type="text" value="No"/>											
		<table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="2">Values based on statistic</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>A</td> <td>8,973 [-]</td> </tr> <tr> <td>$C_{D,0}$</td> <td>0,01835 [-]</td> </tr> <tr> <td>$\Delta C_{D,stat}$</td> <td>0,00325 [-]</td> </tr> <tr> <td>e</td> <td>0,740 [-]</td> </tr> </tbody> </table>	Values based on statistic		A	8,973 [-]	$C_{D,0}$	0,01835 [-]	$\Delta C_{D,stat}$	0,00325 [-]	e	0,740 [-]
Values based on statistic												
A	8,973 [-]											
$C_{D,0}$	0,01835 [-]											
$\Delta C_{D,stat}$	0,00325 [-]											
e	0,740 [-]											

Bild 4.7 Statistische Werte für das 2. Segment in PreSTo

Bei dieser Phase ist es nicht möglich, die berechneten Werte mit den Originalwerten zu vergleichen, da die Originalwerte nicht vorhanden sind. Die berechneten Werte in der Datenbank, wie im Kapitel 3 erwähnt, sind blau dargestellt (Bild 4.8). Die beiden berechneten Werte sind identisch, da sie nach demselben Schema berechnet wurden.

			Values for the next steps		
Aspect ratio	A	<input type="text" value="9,34"/>	A	<input type="text" value="9,34"/>	<input type="text" value="9,34"/>
Lift-independent drag coefficient, clean	$C_{D,0}$	<input type="text" value="0,0200"/>	$C_{D,0}$	<input type="text" value="0,02"/>	<input type="text" value="0,02"/>
Lift-independent drag coefficient, slats	$\Delta C_{D,stat}$	<input type="text" value="0,0000"/>	$\Delta C_{D,stat}$	<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="0"/>
Oswald efficiency factor, landing configuration	e	<input type="text" value="0,7000"/>	e	<input type="text" value="0,700"/>	<input type="text" value="0,7"/>
Number of engines	n_E	<input type="text" value="2"/>			<input type="text" value="2"/>
			Results		
			$C_{L,T0}$	<input type="text" value="1,3055556"/>	<input type="text" value="1,3055556"/>
			$\Delta C_{D,flap}$	<input type="text" value="0,0102778"/>	<input type="text" value="0,0102778"/>
			$C_{D,P}$	<input type="text" value="0,0302778"/>	<input type="text" value="0,0302778"/>
			E_{T0}	<input type="text" value="11,527"/>	<input type="text" value="11,527"/>
			$\sin(\gamma)$	<input type="text" value="0,024"/>	<input type="text" value="0,024"/>
			$T_{T0} / m_{T0} \cdot g$	<input type="text" value="0,2215079"/>	<input type="text" value="0,2215079"/>

Bild 4.8 Ergebnisse der Phase Steigrate im 2. Segment in PreSTo

4.1.4 Die Phase Steigrate beim Durchstartmanöver

Auch bei dieser Phase wird auf die statistischen Parameter verzichtet (Bild 4.9):

1.5. Thrust-to-weight ratio based on requirement of missed approach								
Input parameters								
Statistic Values	<input type="text" value="No"/>							
		<table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="2">Values based on statistic</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>$C_{D,0}$</td> <td>0,0184 [-]</td> </tr> <tr> <td>$\Delta C_{D,stat}$</td> <td>0,0074 [-]</td> </tr> </tbody> </table>	Values based on statistic		$C_{D,0}$	0,0184 [-]	$\Delta C_{D,stat}$	0,0074 [-]
Values based on statistic								
$C_{D,0}$	0,0184 [-]							
$\Delta C_{D,stat}$	0,0074 [-]							

Bild 4.9 Statistische Werte für das Durchstartmanöver in PreSTo

Auch hier (Bild 4.10) sind die berechneten Werte nicht mit den Originaldaten zu vergleichen, da diese nicht vorliegen.

			Values for the next steps	
Lift-independent drag coefficient, clean	$C_{D,0}$	Manual input	<input type="text" value="0,0200"/>	<input type="text" value="0,0200"/>
				<input type="text" value="0,02"/>
Lift-independent drag coefficient, slats	$\Delta C_{D,slat}$	Manual input	<input type="text" value="0,0000"/>	<input type="text" value="0,0000"/>
				<input type="text" value="0"/>
Certification basis:			Results	
	<input type="text" value="FAR part 25"/>		$C_{L,L}$	<input type="text" value="1,5385"/>
				<input type="text" value="1,5384615"/>
			$\Delta C_{D,flap}$	<input type="text" value="0,0219231"/>
				<input type="text" value="0,0219231"/>
			$\Delta C_{D,gear}$	<input type="text" value="0,015"/>
				<input type="text" value="0,015"/>
			$C_{D,P}$	<input type="text" value="0,0569231"/>
				<input type="text" value="0,0569231"/>
			E_L	<input type="text" value="8,936"/>
				<input type="text" value="8,936"/>
			$\sin(\gamma)$	<input type="text" value="0,021"/>
				<input type="text" value="0,021"/>
			$T_{To} / m_{WTO} \cdot g$	<input type="text" value="0,16566"/>
				<input type="text" value="0,1656556"/>

Bild 4.10 Ergebnisse der Phase Steigrate beim Durchstartmanöver in PreSto

4.1.5 Die Phase Reiseflug

Bei dieser Phase werden auch die statistischen Parameter bereitgestellt, die jedoch in diesem Fall keine Anwendung finden (Bild 4.11):

1.6. Thrust-to-weight ratio and wing loading based on requirement of cruise		
Input parameters	Unit	
Statistic Values	<input type="text" value="No"/>	
	Values based on statistic	
	e_{cruise}	<input type="text" value="0,851"/>
	BPR	<input type="text" value="6,713"/>
	S_{WET}/S_W	<input type="text" value="5,62"/>
	M_{CR}	<input type="text" value="0,841"/>
	v/v_m	<input type="text" value="0,95340"/>
	k_E	<input type="text" value="15,8"/>

Bild 4.11 Statistische Werte für den Reiseflug in PreSto

Auch hier liegen keine Originaldaten zum Vergleich mit den berechneten Werten vor:

			Values for the next steps	
Aspect ratio	A	<input type="text" value="9,34"/>	A	<input type="text" value="9,34"/>
Lift-independent drag coefficient, clean	$C_{D,0}$	Manual input	<input type="text" value="0,0200"/>	<input type="text" value="0,0200"/>
				<input type="text" value="0,02"/>
Lift-independent drag coefficient, slats	$\Delta C_{D,slat}$	Manual input	<input type="text" value="0,0000"/>	<input type="text" value="0,0000"/>
				<input type="text" value="0"/>
Oswald efficiency factor, landing configuration	e	Manual input	<input type="text" value="0,7000"/>	<input type="text" value="0,7000"/>
				<input type="text" value="0,7"/>
Number of engines	n_E	<input type="text" value="2"/>	Results	
			$C_{L,TO}$	<input type="text" value="1,3055556"/>
				<input type="text" value="1,3055556"/>
			$\Delta C_{D,flap}$	<input type="text" value="0,0102778"/>
				<input type="text" value="0,0102778"/>
			$C_{D,P}$	<input type="text" value="0,0302778"/>
				<input type="text" value="0,0302778"/>
			E_{To}	<input type="text" value="11,527"/>
				<input type="text" value="11,527"/>
			$\sin(\gamma)$	<input type="text" value="0,024"/>
				<input type="text" value="0,024"/>
			$T_{To} / m_{WTO} \cdot g$	<input type="text" value="0,2215079"/>
				<input type="text" value="0,2215079"/>

Bild 4.12 Ergebnisse der Phase Reiseflug in PreSto

In Bild 4.13 ist zu erkennen, dass diese Werte der Flächenbelastung und des Schub-Gewichtsverhältnisses mit den Originaldaten nicht übereinstimmen. In Originaldaten sind die Parameter der Auslegungspunkt aufgeführt. In dieser Rechnung sind die Parameter vom

Schnittpunkt der Landung und des Starts, der als Auslegungspunkt bzw. Entwurfspunkt angenommen wird, verwendet werden.

Max. glide ratio	E_{max}	<input type="text" value="20,25"/> [-]		
Oswald efficiency factor	e_{cruise}	Manual input	Values for the next steps	
By-pass ratio	BPR	<input type="text" value="0,850"/> [-]	e_{cruise}	<input type="text" value="0,850"/> [-]
Relative wetted area	S_{WET}/S_W	<input type="text" value="8,900"/> [-]	BPR	<input type="text" value="8,900"/> [-]
Mach number, cruise	M_{CR}	<input type="text" value="6,000"/> [-]	S_{WET}/S_W	<input type="text" value="6,000"/> [-]
Speed ratio	v/v_m	<input type="text" value="0,84"/> [-]	M_{CR}	<input type="text" value="0,840"/> [-]
Speed ratio (Manual input)	v/v_m	Manual input	v/v_m	<input type="text" value="0,952"/> [-]
Factor k_E	k_E	<input type="text" value="0,952"/> [-]	k_E	<input type="text" value="15,8"/> [-]
Factor k_E (manual input)		Manual input		
		<input type="text" value="15,8"/> [-]		
Equivalent surface friction coefficient	$C_{f,eqv}$	<input type="text" value="0,003"/> [-]	Results	
Read design point from matching chart! (Given data is correct when take-off and landing is sizing the aircraft at the same time.)			E_{max}	<input type="text" value="19,71309886"/> [-]
Update here!			$C_{D,0}$	<input type="text" value="0,0160452"/> [-]
Wing loading	m_{HTO}/S_W	<input type="text" value="798,25"/> [kg/m ²]	$C_{L,m}$	<input type="text" value="0,63"/> [-]
Thrust-to-weight ratio	$T_{TO}/(m_{HTO} \cdot g)$	<input type="text" value="0,31202442"/> [-]	$C_{L_i}/C_{L,m}$	<input type="text" value="1,1033825"/> [-]
			C_L	<input type="text" value="0,6980023"/> [-]
			E	<input type="text" value="19,618"/> [-]
			m_{HTO}/S_W	<input type="text" value="798,25"/> [kg/m ²]
			$T_{TO}/(m_{HTO} \cdot g)$	<input type="text" value="0,3120244"/> [-]

Bild 4.13 Ergebnisse der Phase Reiseflug in PreSTO

4.1.6 Entwurfparameter

Nun werden an diesem Entwurfspunkt die weiteren Parameter bestimmt bzw. es wird mit diesem Entwurfspunkt die weitere Berechnung durchgeführt.

		Results at design point	
$(T_{CR}/T_{TO})_{CR}$	<input type="text" value="0,1633634"/> [-]	<input type="text" value="0,1776076"/> [-]	
h_{CR}	<input type="text" value="11,675"/> [km]	<input type="text" value="11,17"/> [km]	
h_{CR}	<input type="text" value="38304,579"/> [ft]	<input type="text" value="36643,22"/> [ft]	
$T_{stratosp.}$	<input type="text" value="216,65"/> [K]	<input type="text" value="216,65"/> [K]	
$T_{troposp.}$	<input type="text" value="212,26"/> [K]	<input type="text" value="215,55"/> [K]	
$T(h_{CR})$	<input type="text" value="216,65"/> [K]	<input type="text" value="216,65"/> [K]	
a	<input type="text" value="295"/> [m/s]	<input type="text" value="295,12"/> [m/s]	
v_{CR}	<input type="text" value="247,90"/> [m/s]	<input type="text" value="247,90"/> [m/s]	

Bild 4.14 Ergebnisse der Parameter am Entwurfspunkt

Für die weitere Berechnung hat der User wieder die Möglichkeit, einige Parameter der Statistik zu entnehmen. Da die Parameter der B777-200LR bekannt sind, wird auch hier (Bild 4.15) auf die Statistik verzichtet.

2. Preliminary Sizing		
Input parameters		Unit
Statistic Values	<input type="text" value="No"/>	
Values based on statistic		
SFC_{CR}	<input type="text" value="0,00001625"/> [kg/(N*s)]	
SFC_{toiter}	<input type="text" value="0,00001625"/> [kg/(N*s)]	
$S_{To,alternate}$	<input type="text" value="200"/> [NM]	
extra fuel	<input type="text" value="0,05"/> [-]	
m_{0E}/m_{HTO}	<input type="text" value="0,4693"/> [-]	

Bild 4.15 Statistische Werte für Preliminary Sizing

Hier (Bild 4.16) werden die Kraftstoffanteile der einzelnen Flugphasen bestimmt, die jedoch für die Flugzeuge aus der Datenbank nicht bekannt sind. Die Werte in der Datenbank sind blau geschrieben, da Sie nach dem Rechenschema ermittelt wurden.

			Values for the next steps		
Spec.fuel consumption, cruise	SFC _{CR}	0,00001526 [kg/(N*s)]	SFC _{CR}	0,00001526 [kg/(N*s)]	0,00001526 [kg/(N*s)]
Spec.fuel consumption, loiter	SFC _{loiter}	0,00001526 [kg/(N*s)]	SFC _{loiter}	0,00001526 [kg/(N*s)]	0,00001526 [kg/(N*s)]
Distance to alternate	S _{To,alternate}	200 [NM]	S _{To,alternate}	200 [NM]	200 [NM]
Extra fuel for long range	extra fuel	0,05 [-]	extra fuel	0,05 [-]	0,05 [-]
Relative operating empty mass	m _{OE} /m _{MTO}	Manual input	m _{OE} /m _{MTO}	0,4170 [-]	0,417 [-]
Relative operating empty mass (manual input)	m _{OE} /m _{MTO}	0,417 [-]	m _{PAX}	301 [-]	301 [-]
FAR Part121-Reserves <input type="text" value="International"/>			S _{res}	1064900 [m]	1064900 [m]
			t _{loiter}	1800 [s]	1800 [s]
			B _Z	32486733,27 [m]	32486733,27 [m]
			B _L	131049 [s]	131048,7953 [s]
Aircraft Type <input type="text" value="Business jet"/>			Results of fuel fractions		
M_{ff} per flight phases <input type="text" value="Roskam"/>			M _{ff,CR}	0,6521 [-]	0,6521 [-]
			M _{ff,RES}	0,9678 [-]	0,9678 [-]
			M _{ff,loiter}	0,9864 [-]	0,9864 [-]
			M _{ff,engine}	0,99 [-]	0,99 [-]
			M _{ff,taxi}	0,995 [-]	0,995 [-]
			M _{ff,TO}	0,995 [-]	0,995 [-]
			M _{ff,CLB}	0,98 [-]	0,98 [-]
			M _{ff,DES}	0,99 [-]	0,99 [-]
			M _{ff,L}	0,992 [-]	0,992 [-]
			M _{ff,std}	0,6245 [-]	0,6245 [-]
			M _{ff,res}	0,9261 [-]	0,9261 [-]
			M _{ff}	0,5783 [-]	0,5783 [-]
Fuel-Fraction, engine start	M _{ff,engine}	0,98 [-]			
Fuel-Fraction, taxi	M _{ff,taxi}	0,992 [-]			
Fuel-Fraction, take-off	M _{ff,TO}	0,99 [-]			
Fuel-Fraction, climb	M _{ff,CLB}	0,993 [-]			
Fuel-Fraction, descent	M _{ff,DES}	0,994 [-]			
Fuel-Fraction, landing	M _{ff,L}	0,995 [-]			

Bild 4.16 Kraftstoffmassenanteil in PreSto

Auch in Bild 4.17 weichen die berechneten Parameter von den Originaldaten ab, die berechneten Werte sind höher als die Werte aus den Originaldaten. Dies gilt, abgesehen vom Rechengang und der Methode, auch schon für die Werte des Entwurfspunktes.

			Results		
			m _F /m _{MTO}	0,4217 [-]	0,4158 [-]
			m _{OE} /m _{MTO}	0,4170 [-]	0,417 [-]
			m _{PAX}	97,5 [kg]	97,50 [kg]
			m _{PL}	64047,50 [kg]	64000,00 [kg]
			m _{MTO}	397017,03 [kg]	347800,00 [kg]
			m _{HL}	247431,33 [kg]	223200,00 [kg]
			m _{OE}	165556,10 [kg]	149200,00 [kg]
			m _F	167413,43 [kg]	144600,00 [kg]
			S _w	497,36 [m ²]	462,00 [m ²]
			T _{TO}	1215253,06 [N]	979220,47 [N]
			T _{TO} /Π _E	607626,53 [N]	489610,23 [N]
			m _{F,erf}	170846,00 [kg]	149666,73 [kg]
			V _{F,erf}	213,56 [m ³]	187,08 [m ³]
			m _{HP,PL}	64047,50 [kg]	64000,00 [kg]
			m _{HP,ZF}	229603,60 [kg]	213200,00 [kg]
			m _{IF}	229603,60 [kg]	213200,00 [kg]
			m _{F,res}	29337,67 [kg]	25700,76 [kg]
Fuel density	ρ _F	<input type="text" value="800"/> [kg/m ³]			

Bild 4.17 Ergebnisse der Parameter beim Preliminary Sizing

Bei der Überprüfung der maximalen Landemasse stellt sich heraus, dass die Landemasse des Flugzeuges höher ist als angenommen (Bild 4.18). In diesem Fall sollte das Verhältnis der Landemasse zur Startmasse höher als $m_{ML}/m_{MTO} = 0,623$ gewählt werden und die gesamte Rechnung nochmals durchgeführt werden. Diese Neuberechnung wird im vorliegenden Fall nicht durchgeführt, da das Verhältnis der Landemasse zur Startmasse aus den Originaldaten der B777-200LR stammt.

Check of assumptions:

m_{ML}	>	$m_{ZF} + m_{res}$?	m_{ML}	247431,33	[kg]
			$m_{ZF} + m_{res}$	258941,27	[kg]

No

Increase value m_{ML}/m_{MTO} in 1.!

Bild 4.18 Überprüfung der maximalen Landemasse im PreSTo

4.2 Rumpfauslegung

Die Auslegung der Flugzeugkomponenten wird mit den berechneten Werten durchgeführt, da parallel zur B777-200LR ein neues Flugzeug dimensioniert werden soll und nicht die B777-200LR nach entworfen werden soll. Für die zur Auslegung der Komponenten weiteren benötigten Parameter werden die Originaldaten der B777-200LR aus **Seeckt 2008** als Richtwerte übernommen und zum Teil werden die Parameter variiert und für einige Parameter Annahmen getroffen.

Der Rumpfquerschnitt wird im PreSTo im Kreisquerschnitt gezeichnet. Die Anzahl der Sitze wird gemäß **Scholz 1999** mit dieser Gleichung bestimmt:

$$n_{SA} = 0,45 \cdot \sqrt{n_{PAX}} = 7,8 \quad (4.1)$$

Im PreSTo wird für die Anzahl der Sitze pro Reihe, wie im Bild 4.20 dargestellt, $n_{SA} = 7$ ermittelt. Nach CS-25.817 sind bei einem Wert von $n_{SA} \geq 6$ zwei Gänge vorgeschrieben. Zur Dimensionierung des Rumpfes gibt es im PreSTo die Möglichkeit, zwischen verkürzter-, gestreckter- und Standardversion zu wählen. Es wird in diesem Fall eine Standardversion dimensioniert.

Cabin and fuselage design

1 Primary input values

Main input

Range of Passengers: from N_{pax}

till N_{pax}

Goal l/d:

Choosing what standard aircraft?

	1	2	3
N_{pax}	301,00	301,00	301,00
N_{sa}	7,00	7,00	7,00
N_{aisles}	2,00	2,00	2,00
l/d	14,2	14,2	11,8

Bild 4.19 Allgemeine Anforderungen beim Rumpf

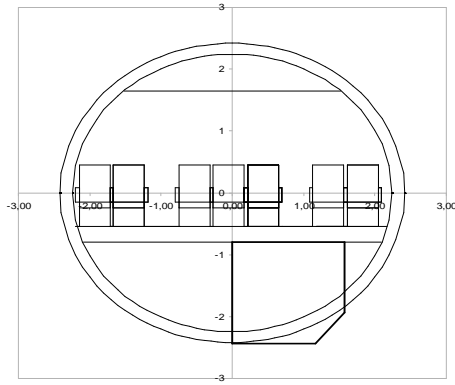


Bild 4.20 Kreisquerschnitt des Rumpfs

Bei der geforderten Anzahl der Sitze und bei der ermittelten Anzahl der Sitze pro Reihe ergibt sich mit folgender Gleichung die Anzahl der Reihen im Flugzeug:

$$N_{Row} = \frac{n_{PAX}}{n_{SA}} = 43 \quad (4.2)$$

Der Rumpf wird in PreSTo auch in Draufsicht (Bild 4.21) dargestellt:

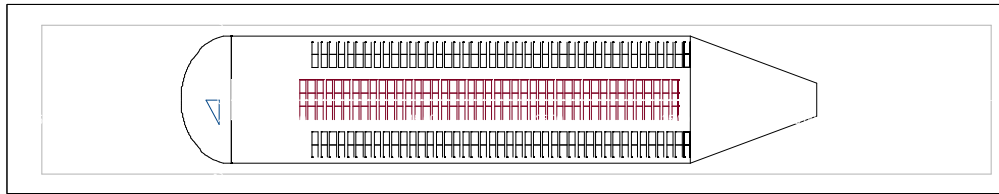


Bild 4.21 Draufsicht des Rumpfes in PreSTo

Um den Durchmesser des Rumpfes zu bestimmen, müssen die Maße der Sitze und des Ganges gewählt werden. In diesem Fall werden alle Maßen für die Kabineneinrichtung aus **Raymer 1989** für die Klasse High density entschieden, da dieses Tool nur für eine Klasse - und zwar für die Klasse High density - erstellt wurde. Die Werte für High density sind im Bild 4.22 angegeben. Der Innendurchmesser des Rumpfes wird gemäß **Scholz 1999** ermittelt, dabei wird ein Abstand zwischen Außensitz und Kabinenwand von 0,025 m berücksichtigt.

$$d_{F,i} = (7 \times 17 + 2 \cdot 17) \text{in} \cdot 0,0254 \frac{\text{m}}{\text{in}} + 2 \cdot 0,025 \text{m} = 3,9362 \text{m} \quad (4.3)$$

Mit dem ermittelten Innendurchmesser wird der Außendurchmesser berechnet:

$$d_{F,o} = 0,084 \text{m} + 1,045 \cdot d_{F,i} = 4,21 \text{m} \quad (4.4)$$

und die Hautdicke des Rumpfes bestimmt:

$$\Delta d = 4,21m - 3,9362m = 0,274m \Rightarrow \text{Hautdicke} = 0,274m/2 = 0,14m \quad (4.5)$$

Cabin dimensions		inch		cm
seat	seat cushion	43,2	cm	43,2
	armrest	5,1	cm	5,1
	pitch	76,2	cm	76,2
	height seat	100,0	cm	100,0
	armrest height	63,0	cm	63,0
aisle	aisle width	43,2	cm	43,2
	aisle height	220,0	cm	220,0
floor	floor lowering	80,0	cm	80,0

Bild 4.22 Kabinen- und Sitzmaße für High density

Um die Kabinenlänge zu bestimmen, wird für den Sitzabstand $k_{CABIN} = 1,1m$ angenommen.

$$L_{CABIN} = k_{CABIN} \cdot \frac{n_{PAX}}{n_{SA}} = 47,3m \quad (4.6)$$

Somit können die Rumpflänge l_F , Buglänge l_{Nose} und Hecklänge l_{Tail} nach **Schmitt 1998** berechnet werden:

$$l_F = L_{CABIN} + 1,6 \cdot d_F + 4m = 58,04m \quad (4.7)$$

$$l_{Nose} = 1,7 \cdot d_F = 7,157m \quad (4.8)$$

$$l_{Tail} = 3,5 \cdot d_F = 14,735m \quad (4.9)$$

Nach **Raymer 1989** muss für jeweils 50 Sitze eine Toilette im Flugzeug vorhanden sein. Daher sind nach der geforderten Anzahl der Sitze ca. 6 Toiletten notwendig. Nach **Howe 2000** muss für jeweils 120 Passagiere eine Küche vorhanden sein, dies führt zu drei Küchen in diesem Flugzeug.

Beim Vergleichen der theoretischen Ergebnisse mit den Ergebnissen von PreSTo für „standard“ in Bild 4.23 stellt man fest, dass die Ergebnisse nicht übereinstimmen. Es liegt daran, dass die theoretische Berechnung nach **Scholz 1999** durchgeführt wurde und bei der Erstellung der Seite bzw. des Tabellenblattes „fuselage“ in PreSTo andere Verfahren und Methoden von Pieter-Jan Goderis angewandt wurden. Die Rechenmethode zur Rumpfauslegung in PreSTo ist in **Goderis 2008** ausführlich beschrieben. Es wurden hier nur die Parameter der Rumpfauslegung berechnet, die auch mit PreSTo berechnet werden können, um die beiden Ergebnisse miteinander vergleichen zu können.

3 Output values			
	standard	stretched	shrunk
N_{pax}	301,00	401	221
$l_{Cabin\ Howe}$	42,7	57,1	31,2 m
$l_{fuselage\ Howe}$	56,7	57,1	31,2 m
$l/d\ Howe$	12,9	13,0	7,1
I	0	0	0
II	0	0	0
III	0	0	2
type A	6	8	4
galleys	2	3	1
toilets	6	8	4

graphic	
$l_{Cabin\ Exact}$	38,2 m
$l_{Aircraft\ Exact}$	52,2 m
l_{tail}	10,0 m
l_{nose}	4,0 m
l/d_{exact}	11,9
D_{outer}	4,4 m
D_{inner}	3,9 m

Bild 4.23 Ergebnisse der Rumpfauslegung

Wie schon erwähnt, wurde die komplette Rumpfauslegung für High density durchgeführt. Daher sind die Werte für den Rumpfdurchmesser und die Rumpflänge kleiner als die Originalwerte der B777-200LR.

Die weiteren Berechnungen wurden mit den Originaldaten der B777-200LR bzw. mit den ursprünglichen Werten durchgeführt und nicht mit den Werten, die hier bei der Rumpfauslegung ermittelt wurden.

4.3 Flügelauslegung

Bei der Dimensionierung in Preliminary wurde die Flügelfläche ermittelt. Nun sollen die weiteren wichtigen Parameter des Flügels ermittelt werden. Wie in Bild 4.24 dargestellt, wird der Flügel durch zahlreiche Parameter definiert. Im Bild 4.24 handelt es sich um einen gefeiltten Doppeltrapezflügel.

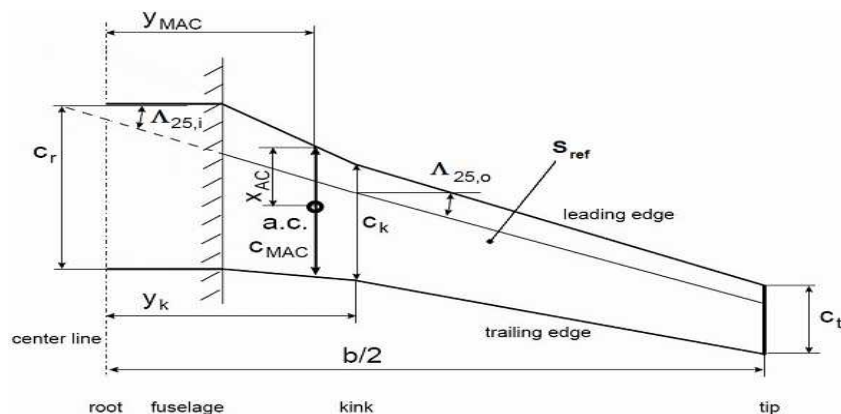


Bild 4.24 Geometrie des Doppeltrapezflügels [SCHOLZ 99]

Wie schon erwähnt, soll ein neues Flugzeug in Anlehnung an die B777-200LR dimensioniert werden. Die Auslegung der Flugzeugkomponenten, in diesem Fall des Flügels, soll mit den in Preliminary errechneten Werten durchgeführt, die weiteren benötigten Parameter aus **Seeckt 2008** von der B777-LR entnommen und bei fehlenden Parametern Annahmen getroffen werden.

Die gesamte Berechnung der Flügelauslegung wird nach **Coene 2008** durchgeführt. Damit wird gezeigt, wie das Tool erstellt wurde und mit welchen Gleichungen die Rechnung im PreSTo durchgeführt wird. Dabei werden die Ergebnisse der einzelnen Rechenschritte mit den Ergebnissen des Tools verglichen, um die Richtigkeit des Tools zu überprüfen.

Das Vorbildflugzeug ist ein Tiefdecker und mit einem rückwärts gepfeilten Doppeltrapezflügel. Für den Rumpfdurchmesser wird $d_f = 6,1m$ von der B777-200LR eingesetzt. Die anderen Parameter, die bei der allgemeinen Anforderung für Flügelauslegung im Bild 4.25 benötigt werden, stammen aus der vorherigen Rechnung.

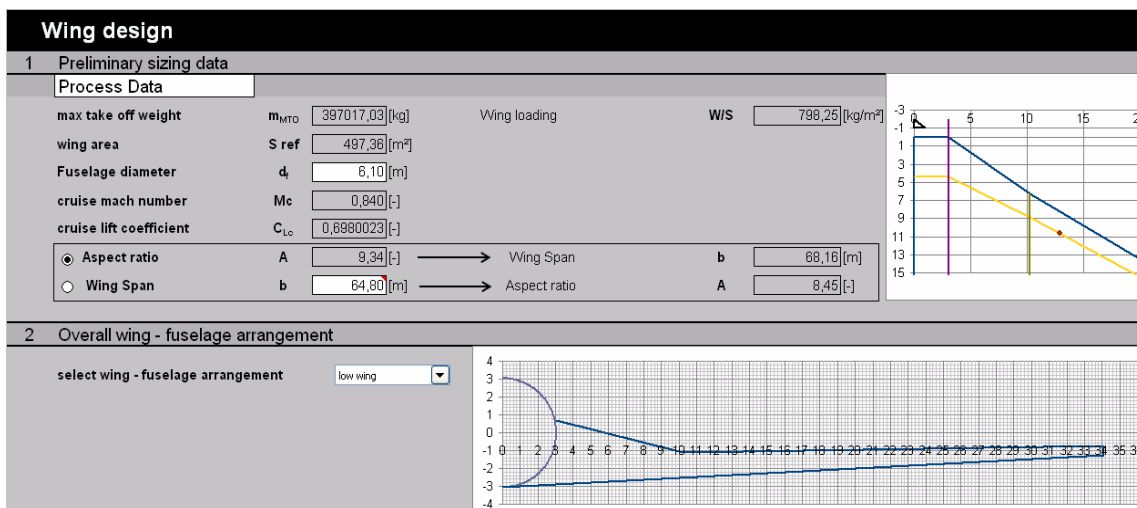


Bild 4.25 Allgemeine Anforderungen für Flügelauslegung

Zuerst wird die Spannweite berechnet:

$$b = \sqrt{A \cdot S_{ref}} = 68,16m \quad (4.10)$$

4.3.1 Geometrie des Doppeltrapezes und die Zuspitzung

Da es sich hierbei um einen Doppeltrapezflügel handelt, muss die Berechnung teilweise für Innen- und Außentrapez separat durchgeführt werden. Zuerst wird die Stelle, an der das Innen- und Außentrapez zusammenstoßen, das so genannte Kink, festgelegt werden. Für den Kink wird der Wert $n_k = 0,3$ der Halbspannweite angenommen. Um die einzelnen Flächen

der Trapeze und Profiltiefen zu bestimmen, muss die Zuspitzung des Flügels bestimmt werden.

Zuspitzung

Die Zuspitzung hat einen Einfluss auf die Auftriebsverteilung in Richtung der Spannweite. Bei einer elliptischen Auftriebsverteilung ist der induzierte Widerstand am geringsten. Um diese elliptischen Auftriebsverteilung zu erreichen, muss die Zuspitzung λ kleinere Werte annehmen, d. h. der Flügel muss spitzer werden. Eine Zuspitzung kleiner als 0,2 sollte vermieden werden, um eine Überziehneigung an der Flügelspitze zu verhindern. Daher wird für die Zuspitzung $\lambda = 0,22$ angenommen. Für die innere Zuspitzung wird $\lambda_i = 0,6$ angenommen. Somit kann die äußere Zuspitzung λ_o berechnet werden.

$$\lambda_o = \frac{\lambda}{\lambda_i} = 0,367 \quad (4.11)$$

Profiltiefen des Doppeltrapezes

Nun werden die Profiltiefen an der Flügelspitze c_i , an der Flügelwurzel c_r und am Kink c_k berechnet.

$$c_i = \lambda_o \cdot c_k = 3,859m \quad (4.12)$$

$$c_r = \frac{c_k}{\lambda_i} = 17,543m \quad (4.13)$$

$$c_k = \frac{S_{ref}}{\frac{d_f}{\lambda_i} + \frac{1}{(\lambda_i + 1)} \cdot \left(Y_k - \frac{d_f}{2} \right) + (1 + \lambda_o) \cdot \left(\frac{b}{2} - Y_k \right)} = 10,526m \quad (4.14)$$

Kinkspannweite

Die spannweitige Lage des Kinks:

$$Y_k = n_k \cdot \left(\frac{b}{2} \right) = 10,22m \quad (4.15)$$

Trapezflächen und die Zuspitzungen

Die Fläche des Innen- und Außentrapezes wird mit der allgemeinen Trapezformel berechnet:

$$S_i = (c_r + c_k) \cdot (Y_k - d_f/2) = 201,35m^2 \quad (4.16)$$

$$S_o = (c_k + c_t) \cdot (b/2 - Y_k) = 343,16m^2 \quad (4.17)$$

$$A_i = \frac{(2 \cdot Y_k - d_f)^2}{S_i} = 1,02 \quad (4.18)$$

$$A_o = \frac{(b - 2 \cdot Y_k)^2}{S_o} = 6,63 \quad (4.19)$$

Die mit dem Tool berechneten Ergebnisse sind in Bild 4.26 zu sehen.




wing taper ratio	λ	<input type="text" value="0,220"/>	[-]	root chord	c_r	<input type="text" value="17,543"/>	[m]		
	Howe lower limit	<input type="text" value="0,25"/>	[-]	kink chord	c_k	<input type="text" value="10,528"/>	[m]		
	Torenbeek Lower limit	<input type="text" value="0,202"/>	[-]	tip chord	c_t	<input type="text" value="3,859"/>	[m]		
	elliptical spanloading	<input type="text" value="0,142"/>	[-]	kink semi-span	Y_k	<input type="text" value="10,22"/>	[m]		
				Aspect ratio inner trap	A_i	<input type="text" value="1,02"/>	-		
kink ratio	η_k	<input type="text" value="0,3"/>	[-]	Aspect ratio outer trap	A_o	<input type="text" value="6,63"/>	-		
				inner trap area	S_i	<input type="text" value="201,35"/>	[m ²]		
				outer trap area	S_o	<input type="text" value="343,16"/>	[m ²]		
				inside fuselage area	S_f	<input type="text" value="107,01"/>	[m ²]		
<input checked="" type="radio"/>	Inner Taper ratio	λ_i	<input type="text" value="0,600"/>	[-]	→	Outer Taper ratio	λ_o	<input type="text" value="0,367"/>	[-]
<input type="radio"/>	Outer Taper ratio	λ_o	<input type="text" value="0,400"/>	[-]	→	Inner Taper ratio	λ_i	<input type="text" value="0,550"/>	[-]

Bild 4.26 Zuspitzung und Geometrie des Flügels

4.3.2 Flügelpfeilung

Bei der Wahl der Flügelpfeilung ist Folgendes zu beachten: Durch die Pfeilung wird die kritische Machzahl erhöht, damit verschiebt sich der Bereich des Widerstandsanstiegs zu höheren Flugmachzahlen, andererseits verringert sich durch die Pfeilung der maximale Auftriebsbeiwert des Flügels.

Die Flügelpfeilung der Boeing 777-200LR wurde aus der Zeichnung für das Außentrapez aus (Seeckt 2008, S.17) abgemessen und beträgt $\Lambda_{25,o} = 34^\circ$. Um Weiterhin die Berechnung in Anlehnung an die B777-200LR durchzuführen, wird dieser Wert für das Außentrapez übernommen und für das Innentrapez $\Lambda_{25,i} = 32^\circ$ angenommen.

Mit der Gl. 4.20 wird die Pfeilung einer m%-Linie auf die Pfeilung einer n%-Linie umgerechnet. Dabei werden m und n in die Gl. 4.20 in Prozent eingesetzt und für die Zupitzung λ und die Streckung A werden die jeweiligen Werte dem Bild 4.25 entnommen und eingesetzt.

$$\tan(\Lambda_n) = \tan(\Lambda_m) - \frac{4}{A} \cdot \left[\frac{n-m}{100} \cdot \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \right] \quad (4.20)$$

Im PreSTo ist es auch möglich, die Flügelpfeilung auch an der beliebigen Stelle x, wie im Bild 4.27 dargestellt, zu berechnen.

3 Sweep anlage					
outer Sweep angle ↑ ↑	$\Lambda_{25,o}$	<input type="text" value="34,00"/> [°]	sweep LE	$\Lambda_{LE,o}$	<input type="text" value="36,66"/> [°]
	howe	<input type="text" value="0,00"/> [°]	sweep 50%c	$\Lambda_{50,o}$	<input type="text" value="31,16"/> [°]
	raymer	<input type="text" value="26,80"/> [°]	sweep TE	$\Lambda_{TE,o}$	<input type="text" value="24,93"/> [°]
			Sweep x%c	x=	<input type="text" value="10"/> <input type="text" value="35,62"/> [°]
inner Sweep angle ↑ single leading edge	$\Lambda_{25,i}$	<input type="text" value="32,00"/> [°]	sweep LE	$\Lambda_{LE,i}$	<input type="text" value="41,00"/> [°]
		<input type="text" value="26,56"/> [°]	sweep 50%c	$\Lambda_{50,i}$	<input type="text" value="20,82"/> [°]
			sweep TE	$\Lambda_{TE,i}$	<input type="text" value="-6,21"/> [°]
			sweep x%c	x=	<input type="text" value="10"/> <input type="text" value="37,65"/> [°]

Bild 4.27 Flügelpfeilung

4.3.3 Relative Profildicke

Wie aus **Scholz 1999** bekannt, kann durch eine größere relative Profildicke das Flügengewicht verringert werden, jedoch wird die relative Profildicke durch die Machzahl des Widerstandsanstieges M_{DD} begrenzt. Nach Boeing entspricht die Reiseflugmachzahl der Entwurfsmachzahl und somit gilt: $M_{DD} = M_{cr}$.

Durch die Pfeilung des Flügels wird die effektive Machzahl vermindert. Die effektive Machzahl wird nach **Torenbeek 1988** mit folgender Gleichung berechnet.

$$M_{DD,eff} = M_{DD} \cdot \sqrt{\cos(\Lambda_{25,o})} = 0,765 \quad (4.21)$$

Die maximal zulässige Profildicke eines Schnittes parallel zur Symmetrieebene des Flugzeuges lässt sich mit der folgenden Gleichung gemäß **Torenbeek 1988** ermitteln.

$$t/c = 0,3 \cdot \cos(\Lambda_{25,o}) \cdot \left(\left[1 - \left(\frac{5 + M_{DD,eff}^2}{5 + (k_M - 0,25 \cdot C_{Lc})^2} \right)^{3,5} \right] \cdot \frac{\sqrt{1 - M_{DD,eff}^2}}{M_{DD,eff}^2} \right)^{\frac{2}{3}} = 0,0906 \quad (4.22)$$

Bei der Wahl der Profile wurde hier ein superkritisches Profil mit dem Faktor $k_M = 1,15$ gewählt, da die Profildicke bei einem Profil der NACA-6-Serie noch dünner ausfallen würde.

Nach **Howe 2000** soll die relative Profildicke an der Flügelspitze 65% der Profildicke an der Flügelwurzel betragen. Damit ist $\tau_i = 0,65$ und $\tau_o = 1$.

$$\tau = \tau_i \cdot \tau_o = 0,65 \quad (4.23)$$

Die relative Profiltiefe an der Wurzel, an der Spitze und am Kink lässt sich folgendermaßen ermitteln:

$$(t/c)_r = \frac{4}{(3 \cdot \tau + 1)} \cdot (t/c) = 0,123 \quad (4.24)$$

$$(t/c)_k = \tau_i \cdot (t/c) = 0,08 \quad (4.25)$$

$$(t/c)_i = \tau \cdot (t/c)_r = 0,08 \quad (4.26)$$

4 Thickness ratio and thickness distribution

Select airfoil technology new supercritical

mach drag divergenc definitior	Δ_{MDD}	<input type="text" value="0"/>	drag diverg mach n°	M_{DD}	<input type="text" value="0,840"/> [-]
thickness to chord ratio	t/c	<input type="text" value="0,0906"/> [-]		$M_{DD,eff}$	<input type="text" value="0,774"/> [-]
	raymer	<input type="text" value="0,1383"/> [-]			
	torenbeek	<input type="text" value="0,0882"/> [-]	root thickness ratio	$(t/c)_r$	<input type="text" value="0,123"/> [-]
	km	<input type="text" value="1,15"/> [-]	tip thickness ratio	$(t/c)_t$	<input type="text" value="0,080"/> [-]
	non lineair regression	<input type="text" value="0,1125"/> [-]	kink thickness ratio	$(t/c)_k$	<input type="text" value="0,080"/> [-]
	km	<input type="text" value="0,932"/> [-]			
Inner relative thickness ratio	τ_i	<input type="text" value="0,65"/> [-]	relative thickness ratio	τ	<input type="text" value="0,650"/> [-]
Outer relative thickness ratio	τ_o	<input type="text" value="1"/> [-]			

Bild 4.28 Relative Profildicke

4.3.4 Flügelprofil

Wie bereits erwähnt, wurde aus Gründen der Gewichtseinsparung ein superkritisches Profil gewählt, da das superkritische Profil im Gegensatz zum konventionellen Profil den Vorteil einer gleichmäßigen überkritischen Druckverteilung hat. Diese wird wie, im Bild 4.29 dargestellt, durch einen schwächeren Verdichtungsstoß im hinteren Abschnitt des Profils abgeschlossen.

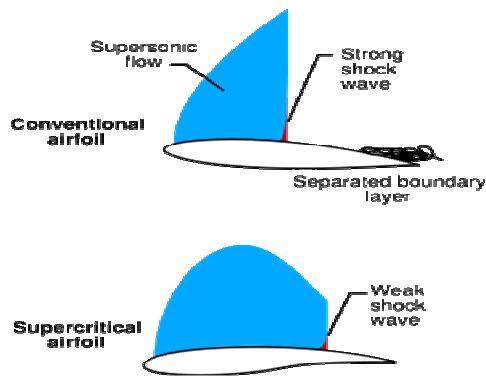


Bild 4.29 Superkritisches Profil [WIKIPEDIA 09]

In dem Tool PreSTo sind verschiedene Profile in einer Datenbank aufgeführt. Die Profile sind jedoch alle aus der NACA-6-Serie.

Um den Auftriebsgradienten zu berechnen, wird der Nullauftriebswinkel α_0 benötigt. Der Nullauftriebswinkel wird im Bild 4.30 von einem superkritischen CAST 7-Profil aus (Ganzer 1987, S.241) $\alpha_0 = -2,5$ abgemessen.

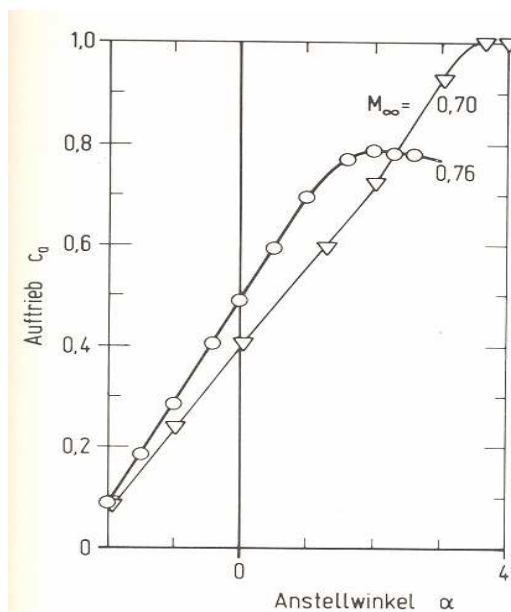


Bild 4.30 Polar des CAST 7 Profils [GANZER 87]

Der maximale Auftriebsbeiwert des Profils ist nicht bekannt. In **Howe 2000** ist der maximale Auftriebsbeiwert für die subsonischen Profile $c_{l,\max} = 1,6$ zu finden. Um die Rechnung weiter zu führen, wird dieser Wert angenommen. Somit wird der maximale Auftriebsbeiwert des Flügels nach **Raymer 2006** berechnet.

$$C_{L,\max} = 0,9 \cdot c_{l,\max} \cdot \cos \Lambda_{25} = 1,2212 \quad (4.27)$$

Bild 4.31 Profilauswahl für Flügel

4.3.5 Mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC)

Um die mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC) zu bestimmen, müssen die Parameter der Innen- und Außentrapeze separat berechnet werden.

$$c_{MAC,i} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \frac{1 + \lambda_i + \lambda_i^2}{1 + \lambda_i} = 14,327m \quad (4.28)$$

Dann wird die spannweite Lage der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe des Innentrapezes bestimmt.

$$Y_{MAC,i} = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot \lambda_i}{1 + \lambda_i} \right) \cdot \left(Y_k - \frac{d_f}{2} \right) + \frac{d_f}{2} = 6,338m \quad (4.29)$$

Analog werden die anderen Parameter berechnet und dann lässt sich mit der Gl. 4.30 die mittlere aerodynamische Profiltiefe und mit der Gl. 4.29 ihre Lage ermittelt.

$$c_{MAC} = \frac{c_{MAC,f} \cdot S_f + c_{MAC,i} \cdot S_i + c_{MAC,o} \cdot S_o}{S_f + S_i + S_o} = 14,892m \quad (4.30)$$

$$Y_{MAC} = \frac{Y_{MAC,f} \cdot S_f + Y_{MAC,i} \cdot S_i + Y_{MAC,o} \cdot S_o}{S_f + S_i + S_o} = 12,906m \quad (4.31)$$

Wie im Bild 4.32 zu sehen ist, liegt die mittlere aerodynamische Flügeltiefe im Außenflügel.

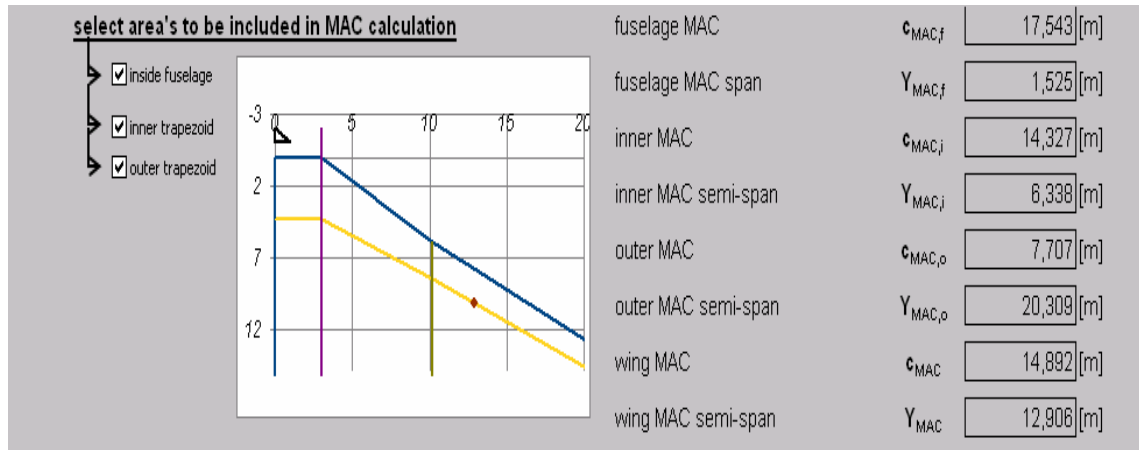


Bild 4.32 Mittlere aerodynamische Flügeltiefe

4.3.6 Schränkung, Einstellwinkel und die V-Form

Nach **Scholz 1999** müssen rückwärts gepfeilte Flügel mit negativer Schränkung versehen werden, um ein Überziehen an der Flügelspitze zu vermeiden. Somit wird für die Schränkung $\varepsilon_t = -3^\circ$ angenommen.

Der Einstellwinkel wird nach **Roskam III** mit der Gl. 4.32 abgeschätzt. Dabei wird der Auftriebsgradient dem Bild 4.31 entnommen.

$$i = \frac{C_{Lc}}{C_{L\alpha}} + \alpha_0 - 0,4 \cdot \varepsilon_t = 3,55^\circ \quad (4.32)$$

Nach **Raymer 2006** soll der V-Winkel für Tiefdecker und für gepfeilte Flügel im Unterschallbereich zwischen 3° und 7° betragen. Demzufolge wird für den V-Winkel $\Gamma = 3^\circ$ angenommen (Bild 4.33).

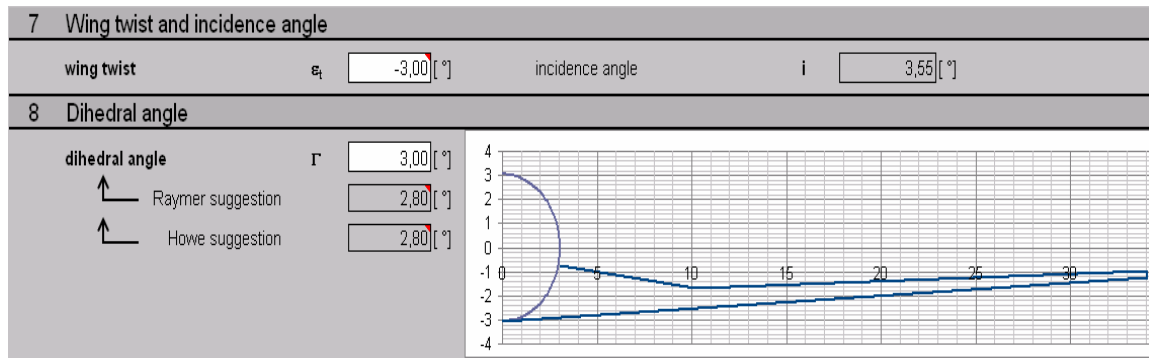


Bild 4.33 Schränkung, Einstellwinkel und die V-Form

4.3.7 Querruder

Die Querruder sind nach **Howe 2000** dimensioniert. Dabei ist die Tragfläche jeweils mit einem Querruder ausgestattet.

Die in Gl. 4.33 berechnete Fläche ist die gesamte Fläche von beiden Querrudern.

$$S_A = \left(\frac{c_A}{c}\right) \cdot \left(\frac{b_A}{b}\right) \cdot b \cdot c_k \cdot \left(1 - \frac{1 - \lambda_o}{b/2 - Y_k} \cdot (Y_{A,M} - Y_k)\right) = 16,28 \text{ m}^2 \quad (4.33)$$

Die für Gl. 4.33 benötigten Parameter sind für Jet-Transporter für das äußere Querruder aus (**Howe 2000**, S.127) übernommen:

Nach **Howe 2000** beträgt die Profiltiefe des Querruders 23 % der Flügeltiefe: $\left(\frac{c_A}{c}\right) = 0,23$,

die Querruderspannweite 20 % der Flügelspannweite: $\left(\frac{b_A}{b}\right) = 0,2$ und der Mittelpunkt des

Querruders befindet sich bei 43 % der Spannweite: $\left(\frac{Y_{A,M}}{b}\right) = 0,43$.

Somit lassen sich die Spannweite zum Querrudermittelpunkt, zur Spitze des Querruders und die Spannweite der Querruder ermitteln.

$$Y_{A,M} = 0,43 \cdot b = 29,31 \text{ m} \quad (4.34)$$

$$Y_{t,A} = Y_{A,M} + \left(\frac{b_A}{b}\right) \cdot \frac{b}{4} = 32,72 \text{ m} \quad (4.35)$$

$$b_A = 0,2 \cdot b = 13,63m \quad (4.36)$$

Die Integration des Querruders in der Tragfläche ist im Bild 4.34 zu sehen.

9 Ailerons

choose type of aircraft: jet transport → Aileron Volume Coefficient V_A [-]

Total Aileron Area S_A [m²] → Total calculated Aileron Area S_A [m²]

Howe [m²]

constant V_A [m²]

Aileron Midpoint Span $Y_{A,M}/b$ [-]

Howe [-]

constant V_A [-]

Total aileron span b_A/b [-]

Howe [-]

constant S_A [-]

chordwise distribution c_A/c [-]

Howe [-]

constant S_A [-]

Aileron outer span $Y_{t,A}/b$ [m]

$$V_A = \frac{S_A}{S_{ref}} \cdot \left(\frac{Y_{A,M}}{b} \right)$$

Aileron Midpoint span $Y_{A,M}$ [m]

total aileron span b_A [m]

Aileron root span $Y_{r,A}$ [m]

Aileron tip span $Y_{t,A}$ [m]

Aileron root chord $c_{r,A}$ [m]

Aileron tip chord $c_{t,A}$ [m]

Aileron MAC $c_{MAC,A}$ [m]

Aileron MAC span $Y_{MAC,A}$ [m]

Bild 4.34 Querruder

4.3.8 Hochauftriebssysteme

Der Auftriebsbeiwert mit Hochauftriebssystemen muss höher sein als der Auftrieb in der Forderung beim Start und bei der Landung.

Im PreSTo ist es möglich, viele Arten von Hochauftriebssystemen für Vorflügel und Landeklappen zu wählen. Um den ausreichenden maximalen Auftriebsbeiwert zu erreichen, wurde für Vorflügel „Vented slat“ und für Landeklappen „Double-slotted flap“ gewählt. Die Berechnung der Hochauftriebssysteme wird nach **Howe 2000** durchgeführt.

Vorflügel

Nach **Howe 2000** beträgt der Vorflügel 18 % der Flügeltiefe: $\left(\frac{c_{HL,LE}}{c}\right) = 0,18$, 42,5 % der

Tragfläche wird mit Vorflügel ausgestattet: $\left(\frac{Y_{HL,LE,t}}{b}\right) = 0,425$ und der Auftriebsbeiwert des

Profils steigt um $\Delta C_{l,LE} = 1$.

Somit wird die Spannweite des Vorflügels und der Tragfläche berechnet.

$$Y_{HL,LE,t} = 0,425 \cdot b = 28,97m \quad (4.37)$$

$$b_{H,LE} = 2 \cdot Y_{HL,LE,t} - d_f = 51,83m \quad (4.38)$$

Der Anstieg des Auftriebs mit den Vorflügeln wird mit der Gl. 4.39 berechnet.

$$\Delta C_{L,LE} = \frac{b_{HL,LE}}{b} \cdot \Delta C_{l,LE} \cdot \cos \Lambda_{25} = 0,64 \quad (4.39)$$

Landeklappen

Die Berechnung der Landeklappen wird analog zu dem Vorflügel nach **Howe 2000** durchgeführt. Die Profiltiefe der Landeklappen beträgt 40 % der Flügelprofiltiefe: $\left(\frac{c_{HL,TE}}{c}\right) = 0,40$ und der Auftriebsbeiwert des Profils steigt um $\Delta C_{l,TE} = 2,5$.

Die Spannweite der Landeklappen wird mit Gl. 4.40 berechnet.

$$b_{H,TE} = 2 \cdot Y_{t,A} - d_f - b_A = 45,699m \quad (4.40)$$

Mit der Gl. 4.39 wird analog der Anstieg des Auftriebs berechnet, er beträgt $\Delta C_{L,TE} = 1,42$.

Maximaler Auftrieb des Flügels mit Hochauftriebssystemen

Der maximale Auftrieb setzt sich zusammen aus dem Auftrieb des Flügels, des Vorflügels und der Landeklappen.

$$C_{L,Max,W} = C_{L,max} + \Delta C_{L,LE} + \Delta C_{L,TE} = 3,29 \quad (4.41)$$

Damit ist der maximale Auftriebsbeiwert höher als bei Landung und Start angefordert. Die gesamte Berechnung der Hochauftriebssysteme ist im Bild 4.35 zu sehen und der Flügel mit Hochauftriebssystemen wird im Bild 4.36 dargestellt.

10 high lift devices

select leading edge high lift devices Vented slat

Chordwise distribution $c_{HL,LE}/c$ [%]
 ↑
 Howe [%] LE high lift tip semi-span $Y_{HL,LE,t}$ [m]

LE high lift tip semi-span ratio $Y_{HL,LE,t}/b$
 ↑
 howe [-] total LE high lift span $b_{HL,LE}$ [-]

Airfoil lift increase $\Delta c_{l,LE}$ [-]
 ↑
 Howe Wing lift increase $\Delta C_{L,LE}$ [-]

select trailing edge high lift devices Double-slotted flap

Chordwise distribution $c_{HL,TE}/c$ [%]
 ↑
 howe [%] total TE high lift span $b_{HL,TE}$ [-]

Airfoil lift increase $\Delta c_{l,TE}$ [-]
 ↑
 howe [-] Wing lift increase $\Delta C_{L,TE}$ [-]

Maximum wing lift coefficient check: make sure that the calculated maximum wing lift coefficient is sufficient

Take off lift coefficient $C_{L,MAX,TO}$ < total wing Max lift coeff $C_{L,MAX,W}$ [-]

Landing lift coefficient $C_{L,MAX,L}$

Bild 4.35 Hochauftriebssysteme

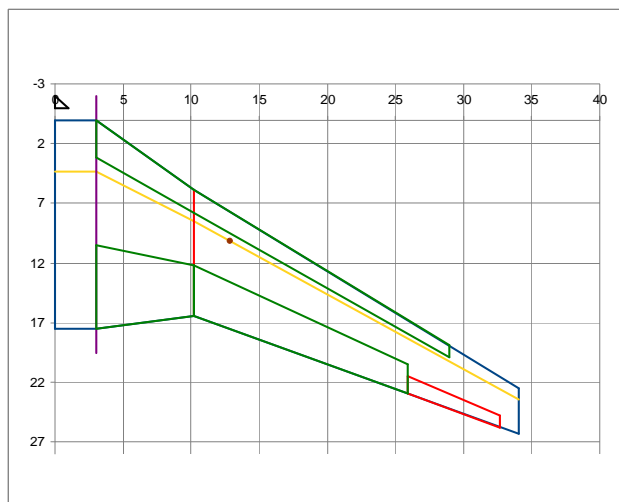


Bild 4.36 Flügel mit Hochauftriebssystemen

4.4 Leitwerksauslegung

Die Auslegung des Leitwerks erfolgt als Normalleitwerk. Dabei werden zuerst die Höhenleitwerksfläche und die Seitenleitfläche berechnet. Für die Rumpflänge wird $f_l = 62,94m$ von der B777-200LR eingesetzt. Die Leitwerksvolumenbeiwerte $C_H = 0,88$ und $C_V = 0,079$ dem **Corke 2003** entnommen. Die Leitwerkshebelarme betragen nach **Raymer 1989** 50% – 55%

der Rumpflänge, wenn sich die Triebwerke am Flügel befinden. Somit wird die Höhenleitwerksfläche mit der Gl. 4.42 und die Seitenleitwerksfläche mit der Gl. 4.43 berechnet.

$$S_H = \frac{C_H \cdot S_{ref} \cdot c_{MAC}}{l_H} = 146,44 m^2 \quad (4.42)$$

$$S_V = \frac{C_V \cdot S_{ref} \cdot b}{l_V} = 80,8 m^2 \quad (4.43)$$

Empennage design			
1 Input data from earlier design phases			
wing area	S_{ref}	<input type="text" value="497,38"/>	[m ²]
Wing MAC	c_{MAC}	<input type="text" value="11,12"/>	[m]
Wing Span	b	<input type="text" value="88,18"/>	[m]
Fuselage length	f_l	<input type="text" value="62,94"/>	[m]
	↑ Estimator based on MTOW	<input type="text" value="73,34"/>	[m]
Cruise Mach number	M_c	<input type="text" value="0,840"/>	[-]
	drag divergence numb	$M_{DD,E}$	<input type="text" value="0,89"/>
2 General arrangement, position and size of the empennage			
select aircraft type	<input type="text" value="Transport Jets"/>		
select engine configuration	<input type="text" value="engines on the wing"/>		
select empennage configuration	<input type="text" value="conventionnal"/>		
vertical tail volume coeff	C_H	<input type="text" value="0,88"/>	[-]
horizontal tail volume coeff	C_V	<input type="text" value="0,079"/>	[-]
lever arm Hor tail	l_H	<input type="text" value="33,04"/>	[m]
	↑ Raymer suggestion	<input type="text" value="33,04"/>	[m]
lever arm Vert tail	l_V	<input type="text" value="33,04"/>	[m]
	↑ Raymer suggestion	<input type="text" value="33,04"/>	[m]
select other tail properties			
<input checked="" type="checkbox"/>	all moving Horizontal tail		
<input checked="" type="checkbox"/>	all moving Vertical tail		
<input type="checkbox"/>	computerized active flight control		
Horizontal tail area	S_H	<input type="text" value="146,44"/>	[m ²]
Vertical tail area	S_V	<input type="text" value="80,80"/>	[m ²]

Bild 4.37 Leitwerksflächen im PreSto

4.4.1 Höhenleitwerk

Die Auslegung des Höhen- und des Seitenleitwerks wird nach **Scholz 1999** durchgeführt. Dabei sind folgende Entwurfsregeln zu beachten:

- Die Streckung des Höhenleitwerks sollte etwa die Hälfte der Streckung des Flügels betragen.

$$A_H = \frac{A}{2} = 4,67 \quad (4.44)$$

- Die Pfeilung des Höhenleitwerks soll etwa 5° größer gewählt werden als die Pfeilung des Flügels.

$$\Lambda_H = \Lambda_{25,o} + 5^\circ = 39^\circ \quad (4.45)$$

- Wenn das Höhenleitwerk fest eingebaut wird, so sollte ein Einstellwinkel von etwa $2...3^\circ$ nach unten gewählt werden, um Abtrieb zu erzeugen.

Gewählt wurde für den Einstellwinkel $i_H = -2^\circ$.

- Die kritische Machzahl der Leitwerke $M_{crit,H}$ und $M_{crit,V}$ soll um $\Delta M = 0,05$ höher liegen als die kritische Machzahl des Flügels $M_{crit,W}$.

Die relative Profildicke wird mit der Gl. 4.22 nach **Torenbek 1988** berechnet. Als Auftriebsbeiwert für das Höhenleitwerk wird $C_{L,c,H} = 0$ gewählt, da das NACA-8-Profil symmetrisch ist. Die Zuspitzung soll nach **Roskam II** zwischen 0,27-0,62 liegen. Gewählt wurde für die Zuspitzung $\lambda_H = 0,4$.

Die V-Form des Höhenleitwerks soll nach **Roskam II** zwischen 5° bis 11° sein. Gewählt wurde die V-Form $\Gamma_H = 5^\circ$.

Mit diesen Entwurfsregeln wurde die Auslegung des Höhenleitwerks im PreSTo durchgeführt. Die Ergebnisse der Geometrie des Höhenleitwerks sind dem Bild 4.38 zu entnehmen.

3 Horizontal tail geometry

Transport jet

Aspect Ratio	A_H	<input type="text" value="4,67"/>	[-]	span horizontal tail	b_H	<input type="text" value="26,15"/>	[m]
↑	Schalz	<input type="text" value="4,67"/>					
↑	Roskam II	<input type="text" value="3,4 - 6,1"/>					
Sweep	Λ_H	<input type="text" value="39,00"/>	[°]	sweep LE	Λ_{LE}	<input type="text" value="42,04"/>	[°]
↑	Schalz	<input type="text" value="39,00"/>		sweep 50%c	Λ_{50}	<input type="text" value="35,68"/>	[°]
↑	Roskam II	<input type="text" value="18 - 37"/>		sweep TE	Λ_{TE}	<input type="text" value="28,12"/>	[°]
Cruise lift coefficient Horiz	$C_{L,c,H}$	<input type="text" value="0,00"/>	[-]		$M_{DDeff,H}$	<input type="text" value="0,78"/>	[-]
thickness ratio	t/c	<input type="text" value="0,08"/>	[-]				
↑	torenbeek	<input type="text" value="0,082"/>					
	↑	$k_{m,H}$	<input type="text" value="1,00"/>	[-]			
↑	schalz	<input type="text" value="0,072"/>					

Select horizontal tail airfoil

Taper Ratio	λ_H	<input type="text" value="0,40"/>	[-]	root chord horiz	$c_{r,H}$	<input type="text" value="8,00"/>	[m]
↑	Roskam II	<input type="text" value="0,27 - 0,62"/>		tip chord horiz	$c_{t,H}$	<input type="text" value="3,20"/>	[m]
dihedral	Γ_H	<input type="text" value="5,00"/>	[°]	Mean aerod chord	$c_{MAC,H}$	<input type="text" value="5,94"/>	[m]
↑	Roskam II	<input type="text" value="0 - 11"/>		horiz MAC span	$Y_{MAC,H}$	<input type="text" value="5,60"/>	[m]
incidence	i_H	<input type="text" value="-2,00"/>	[°]				
↑	Roskam II	<input type="text" value="variable"/>					

Bild 4.38 Geometrie des Höhenleitwerks

4.4.2 Seitenleitwerk

Analog zu dem Höhenleitwerk wurde auch das Seitenleitwerk ausgelegt. Die Ergebnisse des Seitenleitwerks sind im Bild 4.39 zu sehen.

4 Vertical tail

Transport jet

Aspect Ratio	A_v <input style="width: 50px;" type="text" value="1,30"/>	span vertical tail	b_v <input style="width: 50px;" type="text" value="10,25"/>
	Roskam II 0,7 - 2,0 [-]		
Sweep	Λ_v <input style="width: 50px;" type="text" value="40,00"/>	sweep LE	Λ_{LE} <input style="width: 50px;" type="text" value="47,61"/>
	Roskam II 33 - 53 [°]	sweep 50%c	Λ_{50} <input style="width: 50px;" type="text" value="30,23"/>
lift coefficient vert	$C_{L,V}$ <input style="width: 50px;" type="text" value="0,00"/>	sweep TE	Λ_{TE} <input style="width: 50px;" type="text" value="4,00"/>
thickness ratio	t/c <input style="width: 50px;" type="text" value="0,08"/>		$M_{D_{eff,V}}$ <input style="width: 50px;" type="text" value="0,78"/>
	torenbeek t/c <input style="width: 50px;" type="text" value="0,085"/>		
	$k_{m,v}$ <input style="width: 50px;" type="text" value="1,00"/>		

Select vertical tail airfoil
NACA 8

Taper Ratio	λ_v <input style="width: 50px;" type="text" value="0,50"/>	root chord vertical tail	$c_{r,v}$ <input style="width: 50px;" type="text" value="10,51"/>
	Roskam II <input style="width: 50px;" type="text" value="0,26 - 0,73"/>	tip chord vertical tail	$c_{t,v}$ <input style="width: 50px;" type="text" value="5,26"/>
dihedral	Γ_v <input style="width: 50px;" type="text" value="90,00"/>	mean aerod chord	$c_{MAC,v}$ <input style="width: 50px;" type="text" value="8,18"/>
	Roskam II <input style="width: 50px;" type="text" value="90,00"/>	vert MAC span	$Y_{MAC,v}$ <input style="width: 50px;" type="text" value="4,55"/>

Bild 4.39 Geometrie des Seitenleitwerks

4.5 Fahrwerk

In diesem Kapitel wird das Fahrwerk ausgelegt. Es werden hier nur die Parameter berechnet, die auch mit PreSTo bestimmt werden können. Die Erstellung des Tools für das Fahrwerk im PreSTo wurde von Pieter-Jan Goderis durchgeführt. Die Hintergründe und die Einzelheiten zu der Berechnung des Fahrwerks im PreSTo sind in **Goderis 2008** zu finden.

Um die Parameter des Fahrwerks im PreSTo berechnen zu können, muss zuerst die ACN (Aircraft Classification Number) für das Flugzeug bestimmt werden. Mit dem ACN-Wert wird die Lastwirkung des Flugzeuges auf die Flugbetriebsfläche beschrieben. Wie in den Bildern 4.40 und 4.41 zu sehen ist, hängt der ACN-Wert von der maximalen Abhebemasse des Flugzeuges ab, dabei steigt der ACN-Wert bei steigender Abhebemasse.

Die Bilder 4.40 und 4.41 sind aus **Boeing 2004** für das Flugzeug B777-200LR übernommen. Die beiden Bilder unterscheiden sich nach der Flugbetriebsfläche. Im Bild 4.40 ist die ACN für den flexiblen Belag und im Bild 4.41 ist sie für den starren Belag abzulesen. Außerdem werden die Flugbetriebsflächen nach der Tragfähigkeit unterschieden, wobei Code A die hohe Tragfähigkeit und Code D eine extrem niedrige Tragfähigkeit kennzeichnet.

Die ACN für das Beispielflugzeug muss aus den Bildern abgelesen werden. Das Beispielflugzeug hat die maximale Abhebemasse von $m_{MTOW} = 397t$ und die B777-200LR, wie aus den Originaldaten bekannt, hat die maximale Abhebemasse von $m_{MTOW} = 347t$. Daher ist die ACN für höhere maximale Abhebemassen in den Bildern 4.36 und 4.37 nicht ablesbar. Es wird für die Flugbetriebsfläche mit der hohen Tragfähigkeit für die maximale Abhebemasse von $m_{MTOW} = 360t$ der Wert von $ACN = 62$ im Bild 4.40 und $ACN = 64$ im Bild 4.41 abgelesen. Um die Berechnung weiter durchführen zu können, wird für das Beispielflugzeug mit der maximalen Abhebemasse von $m_{MTOW} = 397t$ die $ACN = 70$ angenommen.

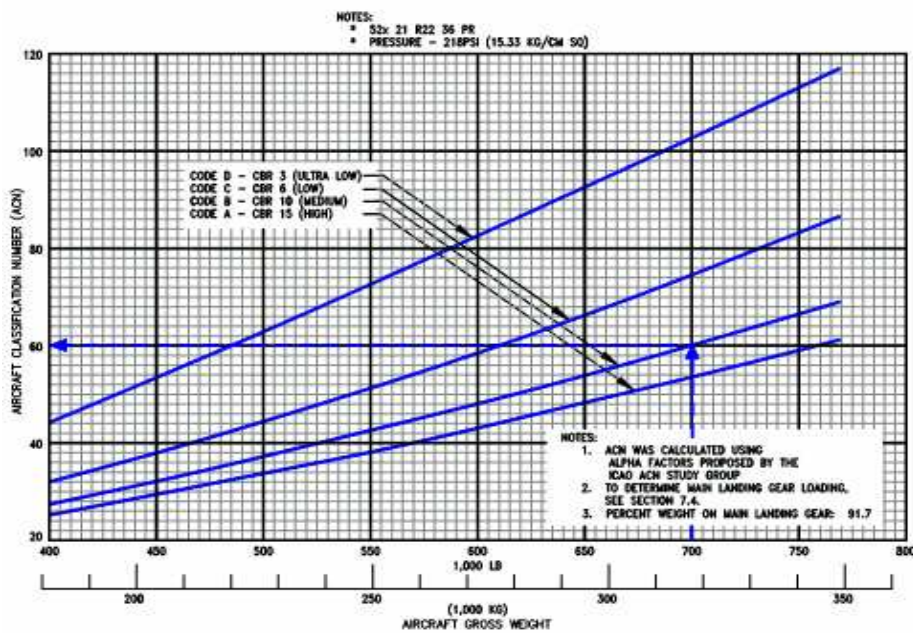


Bild 4.40 ACN-Flexible Pavement für B777-200LR [BOEING 2004]

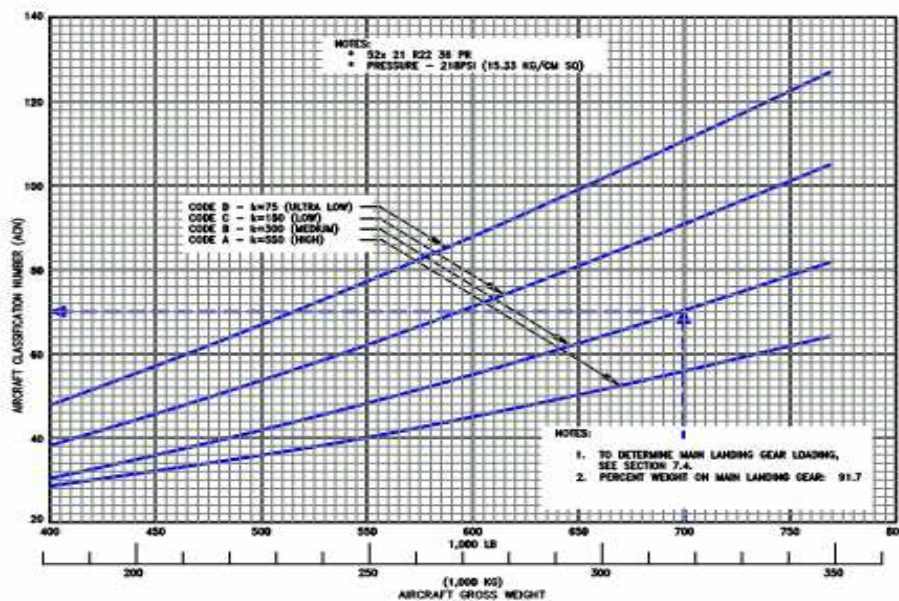


Bild 4.41 ACN-Rigid Pavement für B777-200LR [BOEING 2004]

Damit kann die Derived Single Wheel load mit der Gl. 4.46 berechnet werden.

$$Load_{DSW} = \frac{ACN}{70} = 35t \quad (4.46)$$

Mit der Gl. 4.47 wird bestimmt, auf wie viele Räder die Last verteilt wird.

$$N_{wheels} = \frac{m_{MTOW}}{Load_{DSW}} = 12 \quad (4.47)$$

Nach **Corke 2003** trägt das Hauptfahrwerk 90 % des Gesamtgewichts und die restlichen 10 % fallen auf das Bugfahrwerk. Damit wird nun die Masse berechnet, die auf ein einzelnes Rad verteilt wird.

$$W_{main} = \frac{0,9 \cdot m_{MTOW}}{N_{wheels}} = 29776kg \quad (4.48)$$

Nach **Corke 2003** werden auch die Breite und der Durchmesser des Rades berechnet. Der Durchmesser der Räder der Hauptfahrwerke wird mit der Gl. 4.49 berechnet.

$$D_{main} = A \cdot W_{main}^B = 41,8inch, \quad (4.49)$$

dabei ist $A = 1,63$ und $B = 0,315$ für den „Transport Bomber“.

Die Breite der Räder wird mit Gl. 4.50 bestimmt.

$$width_{main_tire} = A \cdot W_{main}^B = 14,6inch, \quad (4.50)$$

dabei ist $A = 0,104$ und $B = 0,48$.

Nach **Roskam IV** betragen die Maßen des Bugfahrwerks 60 % des Hauptfahrwerks. Damit wird der Durchmesser der Räder des Bugfahrwerks mit der Gl. 4.51 und die Breite der Räder wird mit der Gl. 4.52 berechnet.

$$D_{nose} = 0,6 \cdot D_{main} = 25,1inch \quad (4.51)$$

$$width_{nose_tire} = 0,6 \cdot width_{main_tire} = 8,8inch \quad (4.52)$$

Da im PreSTo für die Art des Hauptfahrwerks Four wheel bogie gewählt wurde, hat das Flugzeug drei Hauptfahrwerke mit jeweils vier Rädern. Der Abstand der Räder in einem Fahrwerksbein wird mit der Gl. 4.53 bestimmt.

$$spacing = 1,2 \cdot D_{main} = 1,27m \quad (4.53)$$

Die Berechnung im PreSTo wird im Bild 4.42 dargestellt.

Landing gear design

Process Data																			
MTOW	397,02 [t]																		
Kind of aircraft:	Transport bomber																		
A C N goal	70																		
MTOW(t) or MRM	397,02																		
Kind of gear:	Four-wheel bogie																		
$N_{wheels, main landing gear}$	12																		
Derived Single wheel load	35 t																		
Tire dimensions	<table border="1" style="border-collapse: collapse; text-align: center;"> <thead> <tr> <th></th> <th></th> <th>inch</th> <th>m</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td rowspan="2">main gear</td> <td>tire diameter</td> <td>41,8</td> <td>1,06</td> </tr> <tr> <td>tire width</td> <td>14,6</td> <td>0,37</td> </tr> <tr> <td rowspan="2">nose gear</td> <td>tire diameter</td> <td>25,1</td> <td>0,64</td> </tr> <tr> <td>tire width</td> <td>8,8</td> <td>0,22</td> </tr> </tbody> </table>			inch	m	main gear	tire diameter	41,8	1,06	tire width	14,6	0,37	nose gear	tire diameter	25,1	0,64	tire width	8,8	0,22
		inch	m																
main gear	tire diameter	41,8	1,06																
	tire width	14,6	0,37																
nose gear	tire diameter	25,1	0,64																
	tire width	8,8	0,22																
actual load capacity	116,6 t																		
spacing wheels	1,27 m																		

Bild 4.42 Fahrwerk im PreSTo

5. Vorgabedatei vom PrADO

PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimization) ist ein Vorentwurfs- und Optimierungsprogramm für Flugzeuge. Das Programm wurde im Institut für Flugzeugbau und Leichtbau an der TU Braunschweig entwickelt. Genauere Beschreibung, Aufbau und Struktur des Programms sind in **Kiesel 2007** zu finden. Das wichtigste Element bei einem Entwurf ist die Vorgabedatei. In ihr werden alle zum Entwurf eines Flugzeuges benötigten Parameter eingegeben. Die in der Vorgabedatei befindlichen Parameter sind auf einzelne Datenbanken aufgeteilt. Der gesamte Entwurf eines Flugzeuges in PrADO ist in 18 Fachgebiete gegliedert, daher ist auch die Vorgabedatei in 18 Datenbanken unterteilt. Da in dem Tool PreSTo nur sechs Fachgebiete des Flugzeuges behandelt werden, wurde im PreSTo auch nur die Vorgabedatei der sechs betroffenen Datenbanken erstellt. Es sind die Datenbanken:

2. Anforderungen
3. Flügel
4. Rumpf
5. Höhenleitwerk
6. Seitenleitwerk
7. Fahrwerk

Die gesamte Information, die PrADO für das jeweilige Fachgebiet benötigt, ist in die jeweilige Datenbank einzugeben. Um die Dimensionierung im PrADO vorzunehmen, muss die Vorgabedatei vollständig sein, deshalb wurde im PreSTo die Vorgabedatei für die sechs Datenbanken vollständig erstellt. Jede Datenbank beginnt mit der Kommentarzeile „ANFANG-DBi“ und endet mit „ENDE-DBi“, wobei „i“ für die Nummer der einzelnen Datenbank steht. Danach folgt die Kommentarzeile zu dem zunächst einzugebenden Parameter. Die Parameter können in der Vorgabedatei als Skalar, Vektor oder zweidimensionale Matrix eingegeben werden. Da das Programm PrADO in Fortran geschrieben wurde, ist bei der Eingabe der Parameter die Schreibweise zu beachten.

Die Vorgabedatei ist sehr groß, da sie alle Informationen über das zu dimensionierende Flugzeug enthält. In den folgenden Bildern werden nur kurze Ausschnitte der im PreSTo erstellten Vorgabedatei gezeigt, da der Aufbau der Vorgabedatei für die sechs Datenbanken im PreSTo ähnlich ist. Die Vorgabedatei im PreSTo ist mit den anderen Tabellenblättern verknüpft, somit werden alle im PreSTo berechneten Parameter automatisch in die Vorgabedatei übertragen. Da nicht alle Parameter, die in der Vorgabedatei von PrADO verlangt werden, im PreSTo berechnet werden können, müssen die fehlenden Parameter manuell eingegeben werden, um die Vorgabedatei zu vervollständigen. Die nicht verknüpften Felder sind entweder weiß oder dunkelgrau markiert. Die weiß markierten Felder müssen vom User gefüllt werden und in den dunkel markierten Feldern sind die statistische Werte eingegeben. Es sind die Werte, die bei

fast allen Flugzeugen identisch sind oder für alle Flugzeuge übernommen werden können. Der User hat auch hier die Möglichkeit, die Werte manuell neu einzugeben. Als Beispiel sind die Dichte und die thermische Energie der verschiedenen Kraftstoffarten im Bild 5.2 zu sehen.

Im Bild 5.1 ist der Anfang der Datenbank 2 dargestellt. Auf der linken Seite des Tabellenblattes werden die Parameter eingegeben und auf der rechten Seite werden die Parameter so übertragen, wie sie in PrADO eingelesen werden. Wie im Bild 5.1 zu sehen ist, müssen hier keine Parameter manuell eingegeben werden, da alle hier benötigten Parameter vom PreSto berechnet wurden.

Data for Prado	
DB2 REQUIREMENTS	
Aircraft configuration	<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">Tail-Aft</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">1</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">0</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">2</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">1</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px;">1</div> </div>
Range at max. payload [km]	<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">13890,00</div> <div style="margin-right: 10px;">→</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">13890</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">0</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">3</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">1</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px;">1</div> </div>
Number of passengers (PAX) (max. payload)	<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">301</div> <div style="margin-right: 10px;">→</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">301</div> </div>
Cargo weight (max. payload) [kg]	<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">34700,0</div> <div style="margin-right: 10px;">→</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">34700</div> </div>

```

**ANFANG-DB2
C
C
C
C 2. INFORMATION SPECIFYING: Mission
C -----
C
C -----
C 2.01 Flight With Max. Payload
C -----
C
C
<-R1      km      Range (max. payload)
          0 3 1 1
          13890
<-NS1    -      No. of passengers (PAX) (max. payload)
          0 2 1 1
          301
<-WNL1   kg      Cargo weight (max. payload)
          0 3 1 1
          34700

```

Bild 5.1 Datenbank 2, Anfang der Vorgabedatei

Fuel density [kg/m ³]	<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">785</div> <div style="margin-right: 10px;">→</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">785</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">0</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">3</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">1</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px;">3</div> </div>	<-RHOKR kg/m ³ Fuel density	0 3 1 3
Kerosin (Jet A)	785 → 785	785	
Hydrogen (LH2)	71 → 71	71	
Methane (LCHx)	423 → 423	423	
Thermal power of fuel [kJ/kg]	<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">43147</div> <div style="margin-right: 10px;">→</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">43147</div> </div>	<-HUK kJ/kg Thermal power of fuel	0 3 1 3
Kerosin (Jet A)	43147 → 43147	43147	
Hydrogen (LH2)	119880 → 119880	119880	
Methane (LCHx)	49680 → 49680	49680	
Adiabatic curve exponent (air)	<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">1,40022</div> <div style="margin-right: 10px;">→</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; margin-right: 10px;">1.40022</div> </div>	<-KAPPAL - Adiabatic curve exponent (air)	0 3 1 3
		1.40022	
		1.40022	

Bild 5.2 Vorgabedatei mit statistischen Werten

Die im Bild 5.3 angezeigten Felder sind vom User zu füllen. Es handelt sich hier um die Dimensionierung des BTK (Biegetorsionskasten) und der Rippen. Da der BTK im PreSto nicht dimensioniert wurde, sind die Parameter manuell einzugeben.

Specific weight per unit area of paint/wing [kg/m ²]	<input type="text" value="0,75"/>	→	0,75	0,75	<-RIPF	m	Rib distance/wing
							0 3 1 1
Rib distance/wing [m]	<input type="text" value="0,6074"/>	→	0,6074	0,6074	<-SMINBF	m	Min. structural skin thickness/wing
							0 3 1 1
Min. structural skin thickness/wing [m]	<input type="text" value="0,0025"/>	→	0,0025	0,0025	<-SMINHF	m	Min. structural wall thickness of webs/wing
							0 3 1 1
Min. structural wall thickness of webs/wing [m]	<input type="text" value="0,0025"/>	→	0,0025	0,0025	<-IWKNF	-	Number of material in materials database/wing
							0 2 1 1
Number of material in materials database/wing	<input type="text" value="1"/>	→	1	1	<-AUSWF	-	Material Utilization (D...1)/wing
							0 3 1 1
Material Utilization (D...1)/wing	<input type="text" value="0,3"/>	→	0,3	0,3			

Bild 5.3 Vorgabedatei mit manuellen Angaben von Parametern

Zum Schluss wird die Vorgabedatei, von ANFANG-DB2 bis ENDE-DB7, von PreSTo ins PrADO mit „copy und paste“ übertragen.

6 Zusammenfassung

In dieser Diplomarbeit wurde das Tool PreSTo erweitert. Dabei wurde die Datenbank für verschiedene Flugzeuge erstellt. Bei der Untersuchung der fünf Flugphasen wurden dem User die statistischen Parameter für die fehlenden Parameter bereitgestellt. Anschließend wurden die Datei vom Rumpf und Fahrwerk von Jan-Pieter Goderis und die Datei vom Flügel und Leitwerk von Steven Coene mit der Datei der Dimensionierung verknüpft. Dann wurde die Vorgabedatei von PrADO im Excel erstellt. Zum Schluss wurden alle Dateien miteinander verknüpft. Dabei wurde die Reihenfolge der Tabellenblätter so fixiert, wie sie in der Dimensionierung in **Scholz 1999** durchgeführt wird. Dabei wurde auch dem User die Arbeit erleichtert, indem er jeden Parameter nur einmal eingeben muss.

Als Beispiel wurde ein neues Flugzeug in Anlehnung an die B777-200LR dimensioniert. Damit wurde gezeigt, wie das Tool funktioniert und mit welchen Gleichungen und Methoden das Tool erstellt wurde. Es wurde die theoretische Berechnung mit der Berechnung des Tools verglichen und dabei festgestellt, dass bei der Verknüpfung und bei der Erstellung des Tools keine Fehler gemacht wurden.

7 Schlussbemerkung

Das Tool PreSTo ist noch nicht reif und muss auf jeden Fall noch erweitert werden, um ein Flugzeug komplett damit dimensionieren zu können.

Es folgen einige Vorschläge zur Erweiterung des Tools:

- Die statistischen Werte sind alle über die Reichweite aufgetragen. In der Realität hängen nicht alle Parameter von der Reichweite ab. Die Abhängigkeit der Parameter könnte genauer untersucht werden und eine neue Statistik aufgestellt werden. Im nächsten Schritt kann die Statistik über den Parameter Nutzlast aufgetragen werden.
- Im Katalog der Profile sind nur NACA-Profile vorhanden. es könnten auch die superkritischen Profile hinzugefügt werden.
- Bei der Rumpfauslegung könnten die Toiletten und Küchen in die Skizze eingezeichnet werden.
- Die Berechnung des Rumpfes ist nicht vollständig, es fehlen die einzelnen Flächenberechnungen in der Kabine.

Es sind nur ein paar Punkte, die hier erwähnt wurden. Um ein Flugzeug komplett mit PreSTo dimensionieren zu können, müssen viele weitere Methoden und Bedingungen in Betracht gezogen werden.

Literaturverzeichnis

- Böttger 2004** BÖTTGER, Ole: *Flugzeugentwurf – Fahrwerk*, Flugzeugentwurf ,HAW Hamburg, 2004
- Coene 2008** COENE, Steven: *Conceptual Design of Wings and Tailplanes - Methods, Statistics, Tool Setup*, Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Masterarbeit, 2008
- Corke 2003** CORKE, Thomas: *Design of Aircraft*, New Jersey, 2003
- Goderis 2008** GODERIS, Pieter-Jan: *Conceptual Design of Fuselages, Cabins and Landing Gears – Methods, Statistics, Tool Setup*, Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Masterarbeit, 2008
- Herda 2008** HERDA, Sebastian-Verian: *Methodisches Entwerfen von Verkehrsflugzeugen mit PrADO*, Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Projektarbeit, 2008
- Kiesel 2007** KIESEL, Torsten: *Methodisches Entwerfen von Verkehrsflugzeugen mit PrADO*, Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Projektarbeit, 2007
- Loftin 1980** LOFTIN, L.K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance*, NASA Reference Publication 1060, 1980
- Raymer 2006** RAYMER, Daniel P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Virginia: AIAA, 2006
- Roskam 1997** ROSKAM, Jan: *Airplane Design: Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*, Ottawa, Kansas, 1997
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*, Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, HAW Hamburg, 1999

- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Diplomarbeiten normgerecht verfassen*, Hamburg, Vogel Fachbuch, 1999
- Seeckt 2008** SEECKT, Kolja: *Aircraft Preliminary Sizing with PreSTo*, Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Projektarbeit, 2008

Anhang A

Bilder von PreSTo

Im Anhang werden alle wichtige Ausschnitte von PreSTo dargestellt.

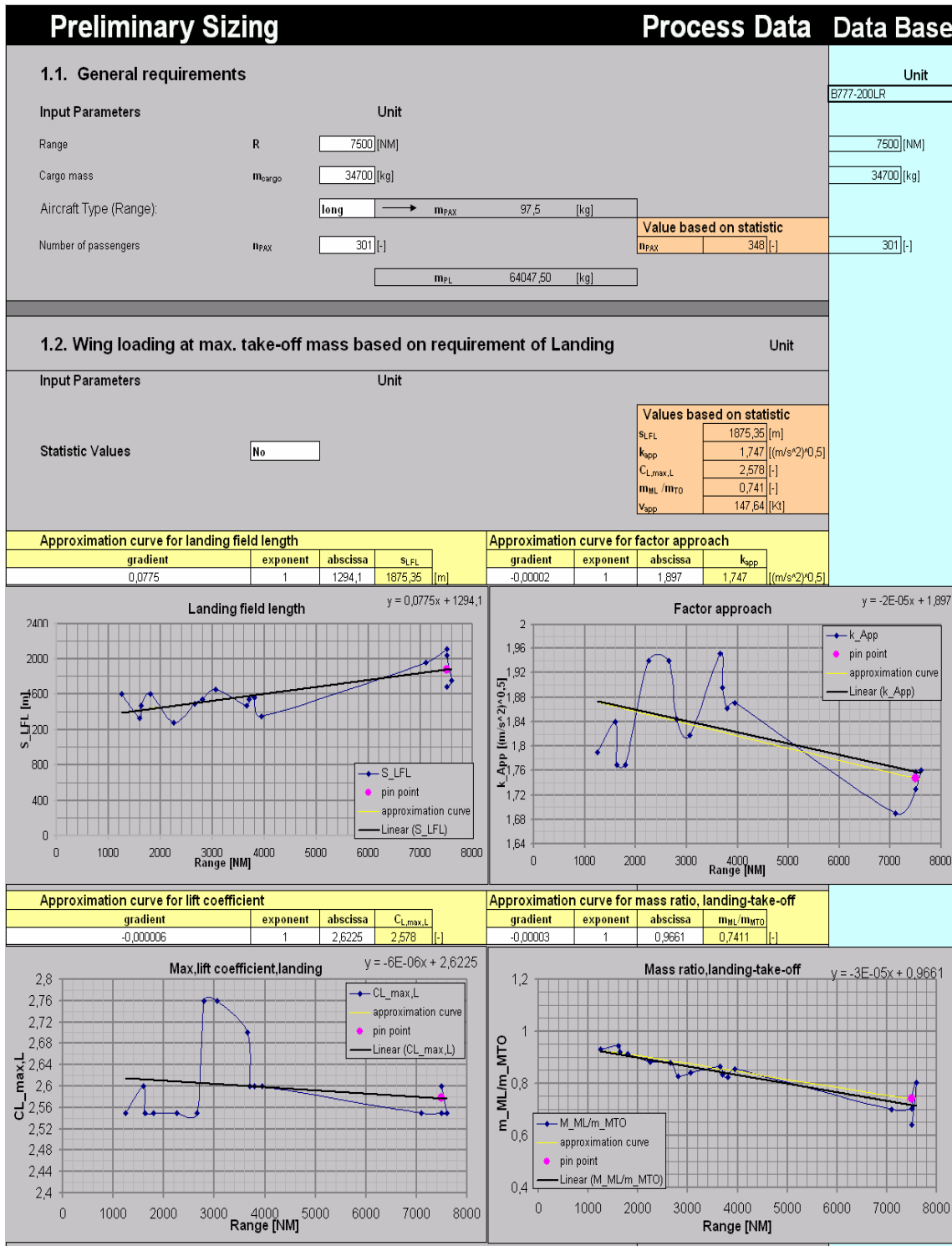


Bild A.1 Preliminary: Landung Teil 1 in PreSTo

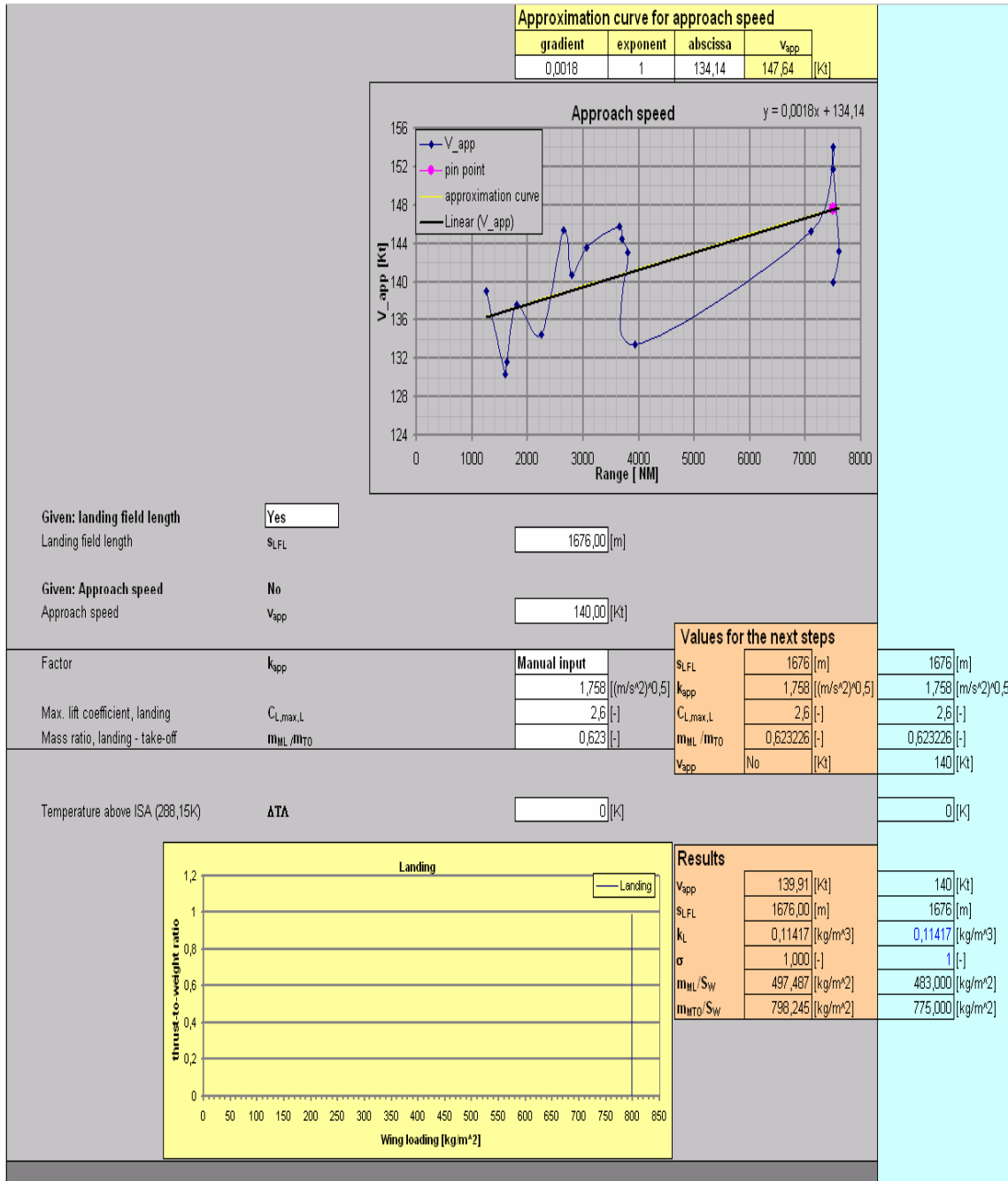


Bild A.2

Preliminary: Landung Teil 2 in PreSto

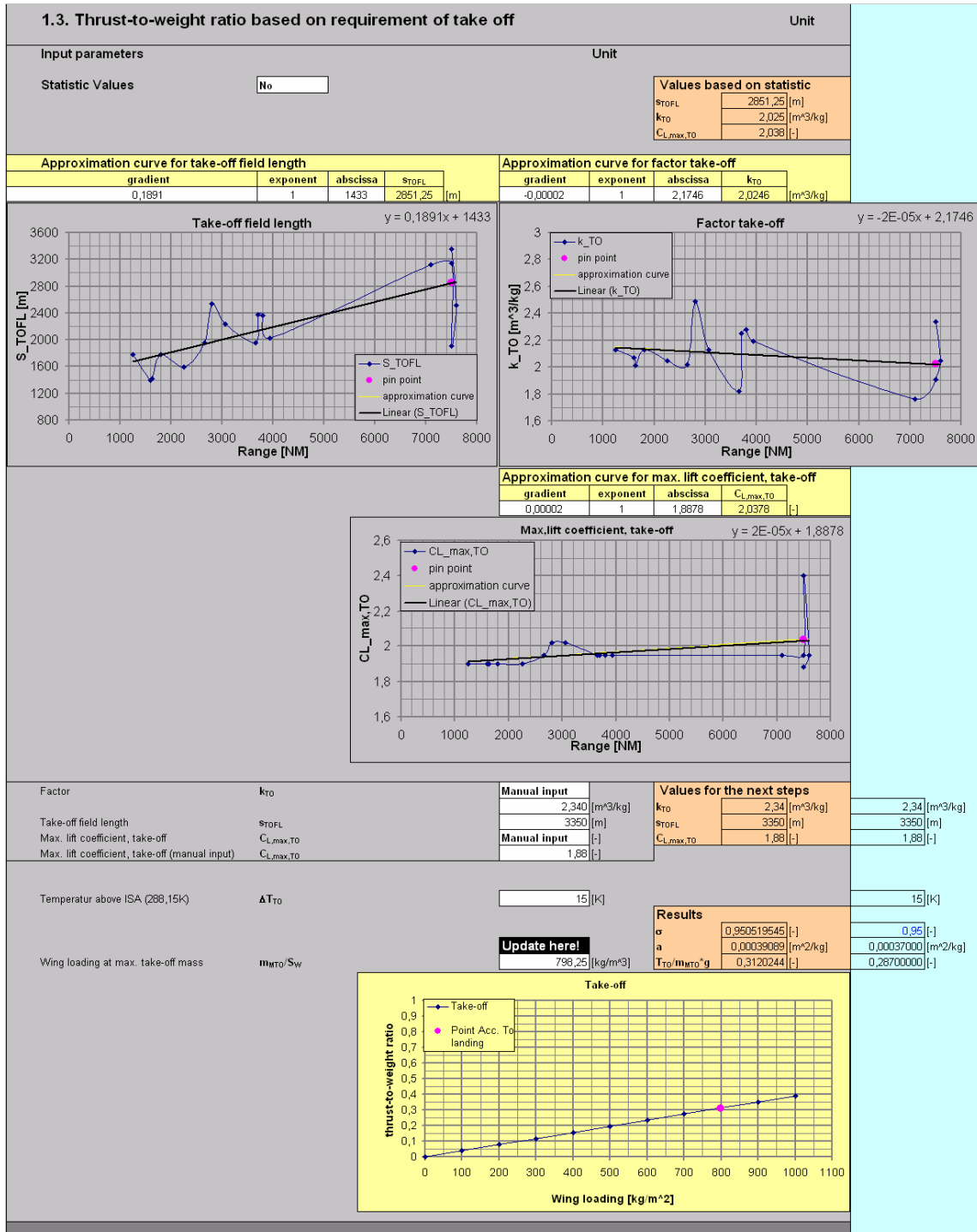


Bild A.3 Preliminary: Start in PreSto

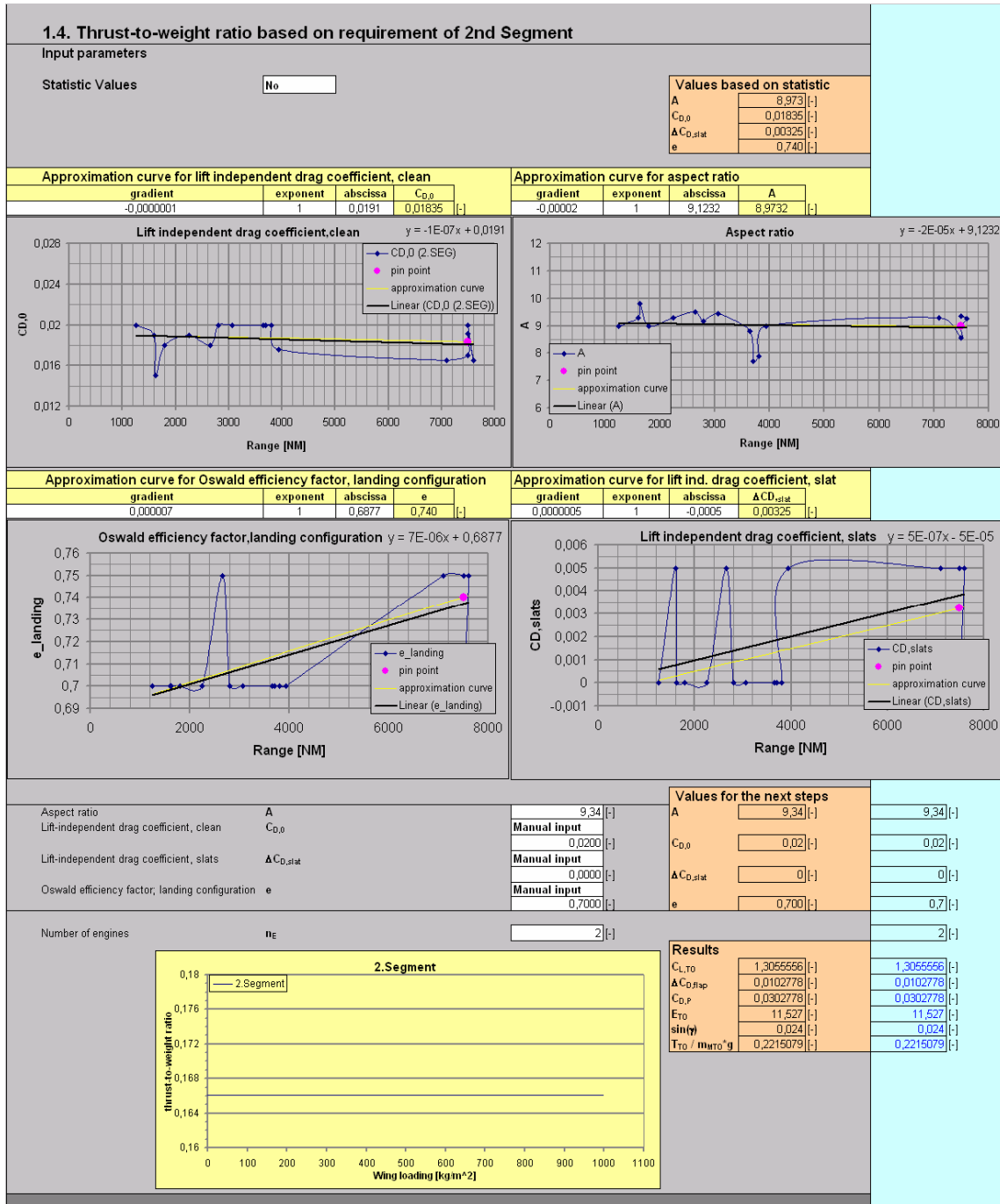


Bild A.4

Preliminary: Das 2. Segment in PreSto

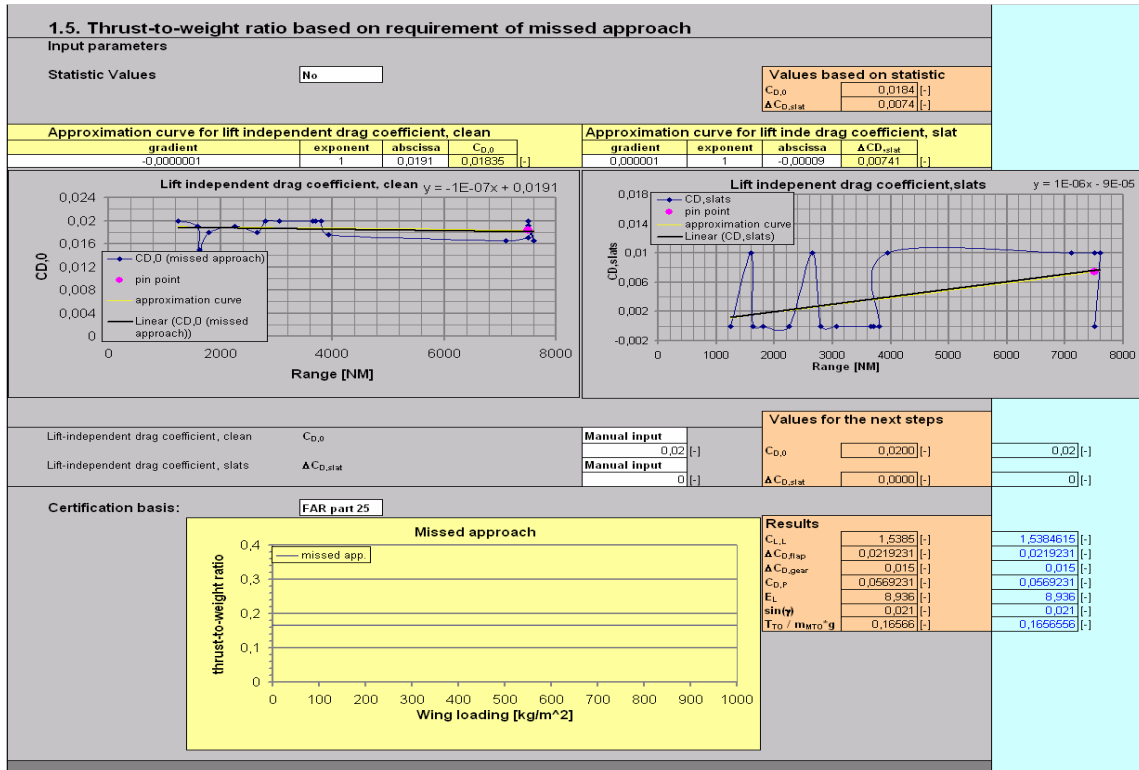


Bild A.5 Preliminary: Durchstartmanöver in PreSto

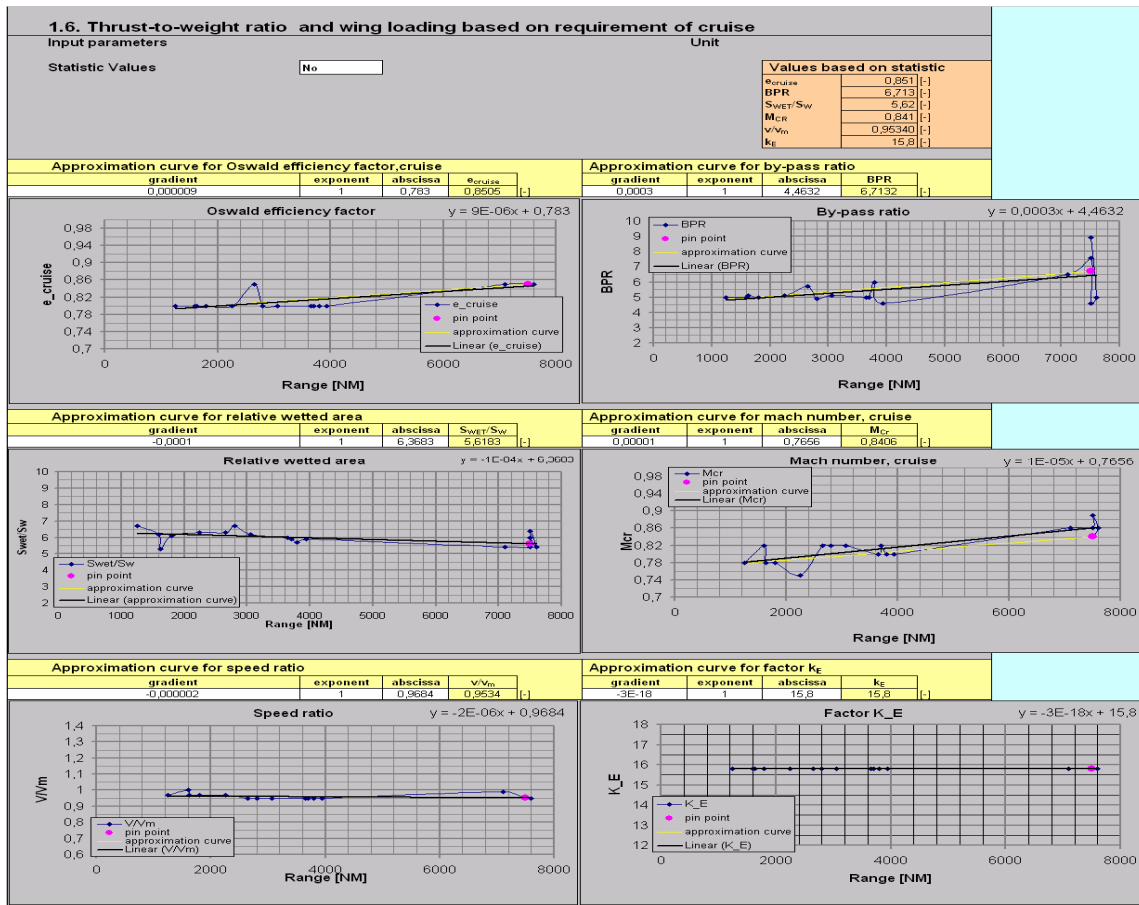


Bild A.6 Preliminary: Reiseflug Teil 1 in PreSto

Max. glide ratio	E_{max}	No			
Max. glide ratio	E_{max}	20,25 [-]			
Oswald efficiency factor	e_{cruise}	Manual input		Values for the next steps	
By-pass ratio	BPR	0,850 [-]		e_{cruise}	0,850 [-]
Relative wetted area	S_{wet}/S_w	8,900 [-]		BPR	8,900 [-]
Mach number, cruise	M _{CR}	0,000 [-]		S_{wet}/S_w	8,00 [-]
Speed ratio	V/V_m	0,84 [-]		M _{CR}	0,840 [-]
Speed ratio (Manual input)	V/V_m	Manual input		V/V_m	0,952 [-]
Factor k_E	k_E	Manual input		k_E	15,8 [-]
Factor k_E (manual input)	k_E	15,8 [-]			
Equivalent surface friction coefficient	$C_{f,eqv}$	0,003 [-]		Results	
Read design point from matching chart! (Given data is correct when take-off and landing is sizing the aircraft at the same time.)				E_{max}	19,71309886 [-]
Wing loading	m_{MTO}/S_w	798,25 [kg/m ²]	Update here!	$C_{D,0}$	0,0160452 [-]
Thrust-to-weight ratio	$T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$	0,31202442 [-]		$C_{L,m}$	0,63 [-]
				$C_{L,m}$	1,1033925 [-]
				C_L	0,6980023 [-]
				E	19,618 [-]
				m_{MTO}/S_w	798,25 [kg/m ²]
				$T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$	0,3120244 [-]
				$T_{CR}/(T_{TO} \cdot CR)$	0,1633634 [-]
				h_{CR}	11,675 [km]
				h_{CR}	38304,679 [ft]
				$T_{stratosp.}$	216,65 [K]
				$T_{troposp.}$	216,65 [K]
				$T(h_{CR})$	216,65 [K]
				a	295 [m/s]
				V_{CR}	247,90 [m/s]
				Results at design point	
				$(T_{CR}/T_{TO} \cdot CR)$	0,1776076 [-]
				h_{CR}	11,17 [km]
				h_{CR}	36643,22 [ft]
				$T_{stratosp.}$	216,65 [K]
				$T_{troposp.}$	216,65 [K]
				$T(h_{CR})$	216,65 [K]
				a	295 [m/s]
				V_{CR}	247,90 [m/s]

Bild A.7 Preliminary: Reiseflug Teil 2 in PreSto

2. Preliminary Sizing

Input parameters	Unit
Statistic Values	No
Values based on statistic	
SFC_{CR}	0,00001625 [kg/(N*s)]
SFC_{loiter}	0,00001625 [kg/(N*s)]
$S_{To,alternate}$	200 [NM]
extra fuel	0,05 [-]
m_{OE}/m_{MTO}	0,4693 [-]

Approximation curve for Spec.fuel consumption,cruise				Approximation curve for Spec.fuel consumption,loiter			
gradient	exponent	abscissa	SFC_{CR}	gradient	exponent	abscissa	SFC_{loiter}
-5E-10	1	0,00002	1,625E-05 [kg/(N*s)]	-5E-10	1	0,00002	0,00001625 [kg/(N*s)]

Approximation curve for Distance to alternate				Approximation curve for Extra fuel for long range			
gradient	exponent	abscissa	$S_{To,alternate}$	gradient	exponent	abscissa	extra fuel
0	1	200	200 [NM]	-6E-21	1	0,05	0,05 [-]

Approximation curve for Relative operating empty mass				Approximation curve for Number of passengers			
gradient	exponent	abscissa	m_{OE}/m_{MTO}	gradient	exponent	abscissa	n_{pax}
-0,00002	1	0,6193	0,4693 [-]	0,0428	1	27,074	349 [-]

Bild A.8 Preliminary: Entwurfparameter Teil 1 in PreSto

			Values for the next steps		
Spec.fuel consumption, cruise	SFC _{CR}	0,00001526 [kg/(N*s)]	SFC _{CR}	0,00001526 [kg/(N*s)]	0,00001526 [kg/(N*s)]
Spec.fuel consumption, loiter	SFC _{loiter}	0,00001526 [kg/(N*s)]	SFC _{loiter}	0,00001526 [kg/(N*s)]	0,00001526 [kg/(N*s)]
Distance to alternate	S _{To,alternate}	200 [NM]	S _{To,alternate}	200 [NM]	200 [NM]
Extra fuel for long range	extra fuel	0,05 [-]	extra fuel	0,05 [-]	0,05 [-]
Relative operating empty mass	m _{0E} /m _{MTO}	Manual input	m _{0E} /m _{MTO}	0,4170 [-]	0,417 [-]
Relative operating empty mass (manual input)	m _{0E} /m _{MTO}	0,417 [-]	m _{PAX}	301 [-]	301 [-]
FAR Part121-Reserves International			S _{res}	1064900 [m]	1064900 [m]
			t _{loiter}	1800 [s]	1800 [s]
			B _Z	32486733,27 [m]	32486733,27 [m]
			B _t	131049 [s]	131048,7953 [s]
Aircraft Type Business jet			Results of fuel fractions		
M_H per flight phases Roskam			M _{H,CR}	0,6521 [-]	0,6521 [-]
			M _{H,RES}	0,9678 [-]	0,9678 [-]
			M _{H,loiter}	0,9864 [-]	0,9864 [-]
			M _{H,engine}	0,99 [-]	0,99 [-]
			M _{H,taxi}	0,995 [-]	0,995 [-]
			M _{H,TO}	0,995 [-]	0,995 [-]
			M _{H,CLB}	0,98 [-]	0,98 [-]
			M _{H,DES}	0,99 [-]	0,99 [-]
			M _{H,L}	0,992 [-]	0,992 [-]
			M _{H,std}	0,6245 [-]	0,6245 [-]
			M _{H,res}	0,9261 [-]	0,9261 [-]
			M _H	0,5783 [-]	0,5783 [-]
			Results		
			m _F /m _{MTO}	0,4217 [-]	0,4158 [-]
			m _{0E} /m _{MTO}	0,4170 [-]	0,417 [-]
			m _{PAX}	97,5 [kg]	97,50 [kg]
			m _{PL}	64047,50 [kg]	64000,00 [kg]
			m _{MTO}	397017,03 [kg]	347800,00 [kg]
			m _{HL}	247431,33 [kg]	223200,00 [kg]
			m _{0E}	165556,10 [kg]	149200,00 [kg]
			m _F	167413,43 [kg]	144600,00 [kg]
			S _w	497,36 [m ²]	462,00 [m ²]
			T _{TO}	1215253,06 [N]	979220,47 [N]
			T _{TO/0E}	607626,53 [N]	489610,23 [N]
			m _{F,arf}	170846,00 [kg]	149666,73 [kg]
			V _{F,arf}	213,56 [m ³]	187,08 [m ³]
			m _{HP,PL}	64047,50 [kg]	64000,00 [kg]
			m _{HZ,F}	229603,60 [kg]	213200,00 [kg]
			m _{Z,F}	229603,60 [kg]	213200,00 [kg]
			m _{F,res}	29337,67 [kg]	25700,76 [kg]
Fuel density ρ_F <input type="text" value="800"/> [kg/m ³]					
Check of assumptions:			m _{HL}	247431,33 [kg]	
<input type="text" value="m<sub>HL</sub> > m<sub>ZF</sub>*m<sub>H,res</sub> ?"/>			m _{ZF} *m _{H,res}	258941,27 [kg]	
			No		
Increase value m_{ML}/m_{MTO} in !.					

Bild A.9 Preliminary: Entwurfparameter Teil 2 in PreSto

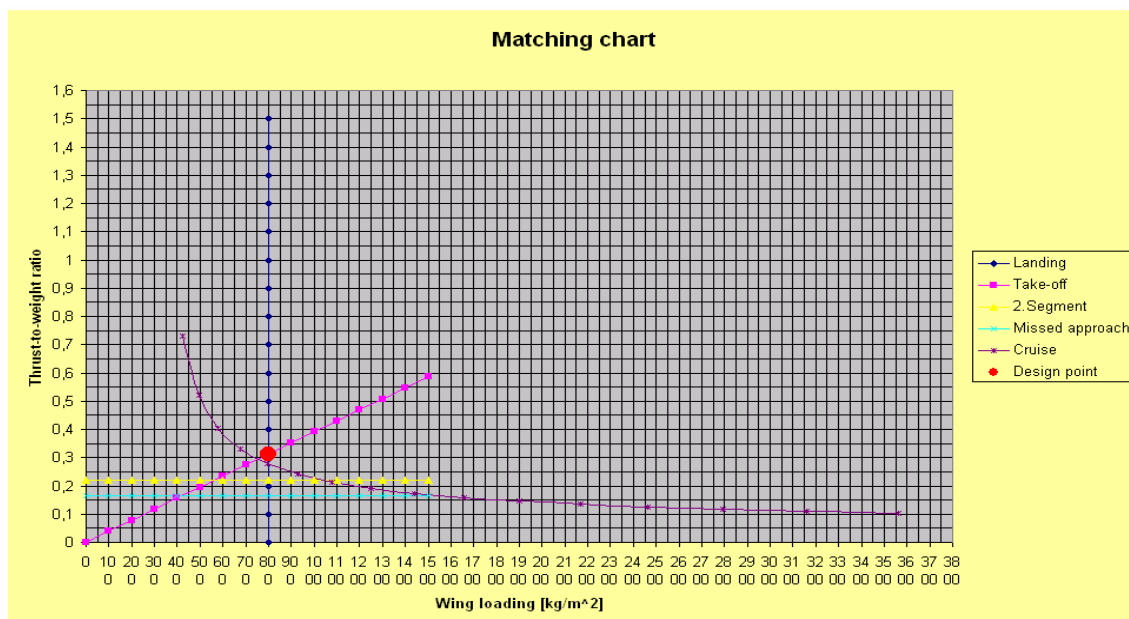


Bild A.10 Preliminary: Entwurfsdiagramm in PreSto

Cabin and fuselage design

1 Primary input values

Main input

Range of Passengers: from N_{pax}
 till N_{pax}
 Goal l/d:

Choosing what standard aircraft?

	1	2	3
N_{pax}	301,00	301,00	301,00
N_{sa}	7,00	7,00	7,00
N_{aisles}	2,00	2,00	2,00
l/d	13,1	13,1	11,4

Cabin dimensions

		inch		cm	
seat	seat cushion	<input type="text" value="45,7"/> cm	<input type="text" value="18,0"/>	<input type="text" value="45,7"/>	<input type="text" value="18,0"/>
	armrest	<input type="text" value="5,1"/> cm	<input type="text" value="2,0"/>	<input type="text" value="5,1"/>	<input type="text" value="2,0"/>
	pitch	<input type="text" value="70,0"/> cm	<input type="text" value="27,6"/>	<input type="text" value="70,0"/>	<input type="text" value="27,6"/>
	height seat	<input type="text" value="100,0"/> cm	<input type="text" value="39,4"/>	<input type="text" value="100,0"/>	<input type="text" value="39,4"/>
	armrest height	<input type="text" value="63,0"/> cm	<input type="text" value="24,8"/>	<input type="text" value="63,0"/>	<input type="text" value="24,8"/>
aisle	aisle width	<input type="text" value="48,3"/> cm	<input type="text" value="19,0"/>	<input type="text" value="48,3"/>	<input type="text" value="19,0"/>
	aisle height	<input type="text" value="200,0"/> cm	<input type="text" value="78,7"/>	<input type="text" value="200,0"/>	<input type="text" value="78,7"/>
floor	floor lowering	<input type="text" value="80,0"/> cm	<input type="text" value="31,5"/>	<input type="text" value="80,0"/>	<input type="text" value="31,5"/>

Iterating

Thickness fuselage m m
 Thickness floor m m

These input have to be iterated by hand around 4 times each in random order

Stretch and shrink

Stretch N_{pax}
 Shrink N_{pax}

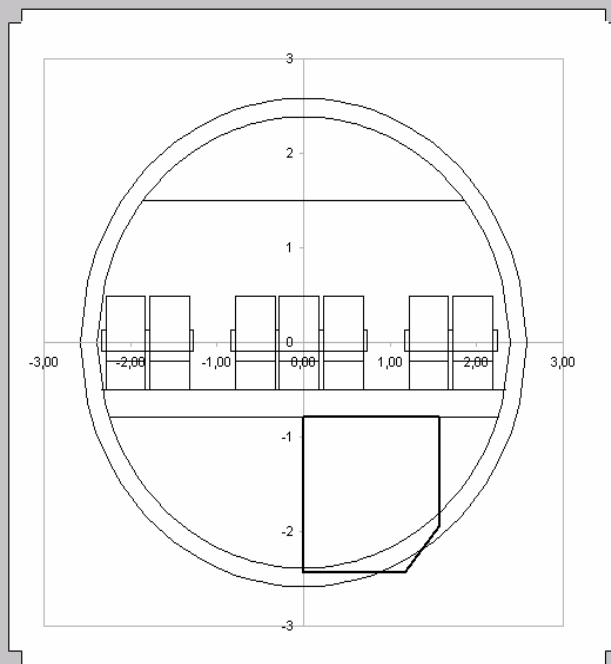
Bild A.11 Rumpfauslegung Teil 1 in PreSto

3 Output values

	standard	stretched	shrunk	
N _{pax}	301,00	401	221	
l _{cabin Howe}	39,9	53,4	29,2	m
l _{fuselage Howe}	53,9	53,4	29,2	m
l _{d Howe}	10,4	10,3	5,7	
I	0	0	0	
II	0	0	0	
III	0	0	2	
type A	6	8	4	
galleys	2	3	1	
toilets	6	8	4	

graphic	
l _{cabin Exact}	36,3 m
l _{aircraft Exact}	50,3 m
l _{tail}	10,0 m
l _{nose}	4,0 m
l _{d exact}	9,7
D _{outer}	5,2 m
D _{inner}	4,8 m

Cross section



! Make sure that the corners always touch to have a realistic image

Floorplan



Make sure that the triangle equally sided!

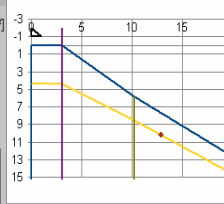
Bild A.12 Rumpfauslegung Teil 2 in PreSto

Wing design

1 Preliminary sizing data

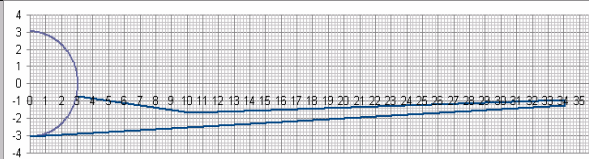
Process Data

max take off weight	m _{MTO}	397017,03 [kg]	Wing loading	WIS	798,25 [kg/m ²]
wing area	S _{ref}	497,36 [m ²]			
Fuselage diameter	d	6,10 [m]			
cruise mach number	Mc	0,840 [-]			
cruise lift coefficient	C _{Lc}	0,6980023 [-]			
<input checked="" type="radio"/> Aspect ratio	A	9,34 [-]	→ Wing Span	b	88,18 [m]
<input type="radio"/> Wing Span	b	64,80 [m]	→ Aspect ratio	A	8,45 [-]



2 Overall wing - fuselage arrangement

select wing - fuselage arrangement: low wing



3 Sweep angle

outer Sweep angle	A _{25,0}	32,00 [°]	sweep LE	A _{LE,0}	34,79 [°]
	howe	27,92 [°]	sweep 50%c	A _{50,0}	29,03 [°]
	raymer	26,80 [°]	sweep TE	A _{TE,0}	22,55 [°]
			Sweep x%c	x=	10
					33,89 [°]
inner Sweep angle	A _{25,i}	30,00 [°]	sweep LE	A _{LE,i}	39,42 [°]
single leading edge		24,24 [°]	sweep 50%c	A _{50,i}	18,41 [°]
			sweep TE	A _{TE,i}	-8,88 [°]
			Sweep x%c	x=	10
					35,91 [°]

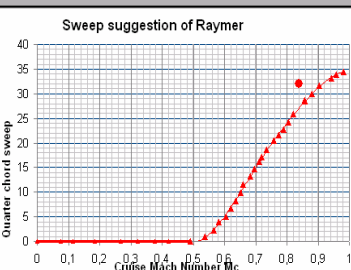
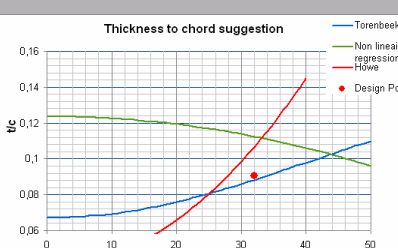


Bild A.13 Flügelauslegung Teil 1 in PreSto

4 Thickness ratio and thickness distribution

Select airfoil technology: new supercritical

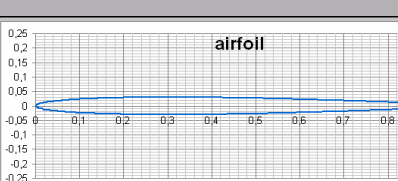
mach drag divergenc defintior	A _{MDD}	0	drag diverg mach n°	M _{DD}	0,840 [-]
thickness to chord ratio	t/c	0,0906 [-]		M _{DDeff}	0,774 [-]
	raymer	0,1383 [-]	root thickness ratio	(t/c) _r	0,123 [-]
	torenbeek	0,0882 [-]	tip thickness ratio	(t/c) _t	0,080 [-]
	km	1,19 [-]	kink thickness ratio	(t/c) _k	0,080 [-]
	non linear regression	0,1126 [-]	relative thickness ratio	τ	0,650 [-]
	km	0,932 [-]			
Inner relative thickness ratio	τ _i	0,85 [-]			
Outer relative thickness ratio	τ _e	1 [-]			



5 Airfoilselection

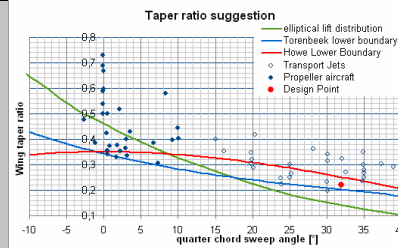
Select airfoil out of airfoil data: naca 0006

airfoil max lift coefficient	c _{l,max}	1,60 [-]	Wing max lift coefficient	C _{L,max}	1,2212 1/m°
airfoil nullift angle	α ₀	-2,50 [°]	Wing lift gradient	C _{Lα}	0,1440 1/m°



6 Lift distribution and chord distribution

wing taper ratio	λ	0,220 [-]	root chord	c _r	17,543 [m]
Howe lower limit		0,25 [-]	kink chord	c _k	10,528 [m]
Torenbeek Lower limit		0,202 [-]	tip chord	c _t	3,859 [m]
elliptical spanloading		0,142 [-]	kink semi-span	Y _k	10,22 [m]
kink ratio	η _k	0,3 [-]	Aspect ratio inner trap	A _i	1,02 [-]
			Aspect ratio outer trap	A _e	6,63 [-]
			inner trap area	S _i	201,35 [m ²]
			outer trap area	S _e	343,18 [m ²]
			inside fuselage area	S _f	107,01 [m ²]
<input checked="" type="radio"/> Inner Taper ratio	λ _i	0,600 [-]	Outer Taper ratio	λ _e	0,367 [-]
<input type="radio"/> Outer Taper ratio	λ _e	0,400 [-]	Inner Taper ratio	λ _i	0,550 [-]



select area's to be included in MAC calculation

<input checked="" type="checkbox"/> inside fuselage	fuselage MAC	C _{MAC,f}	17,543 [m]
<input checked="" type="checkbox"/> inner trapezoid	fuselage MAC span	Y _{MAC,f}	1,525 [m]
<input checked="" type="checkbox"/> outer trapezoid	inner MAC	C _{MAC,i}	14,327 [m]
	inner MAC semi-span	Y _{MAC,i}	6,338 [m]
	outer MAC	C _{MAC,o}	7,707 [m]
	outer MAC semi-span	Y _{MAC,o}	20,309 [m]
	wing MAC	C _{MAC}	14,892 [m]
	wing MAC semi-span	Y _{MAC}	12,908 [m]

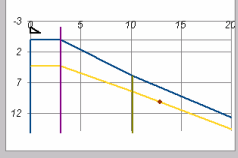


Bild A.14 Flügelauslegung Teil 2 in PreSto

7 Wing twist and incidence angle

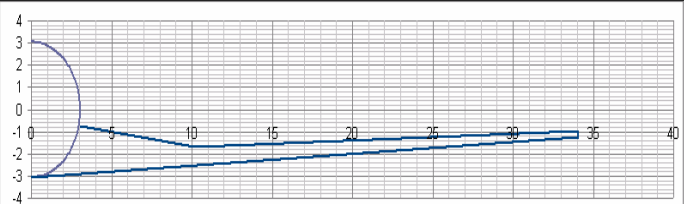
wing twist ϵ_a [°] incidence angle i [°]

8 Dihedral angle

dihedral angle Γ [°]

Raymer suggestion [°]

Howe suggestion [°]



9 Ailerons

choose type of aircraft jet transport → Aileron Volume Coefficient V_A [-]

Total Aileron Area S_A [m²] ←

Howe [m²]

constant V_A [m²]

Aileron Midpoint Span $Y_{A,M}/b$ [-]

Howe [-]

constant V_A [-]

Total aileron span b_A/b [-]

Howe [-]

constant S_A [-]

chordwise distribution c_A/c [-]

Howe [-]

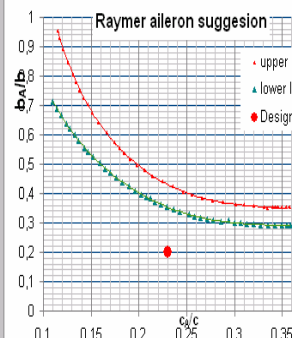
constant S_A [-]

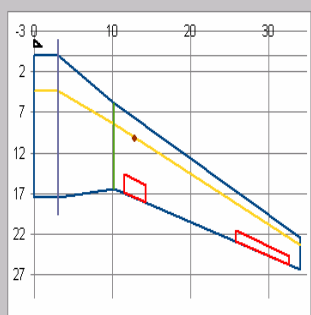
Total calculated Aileron Area S_A [m²]

$$V_A = \frac{S_A}{S_{ref}} \cdot \left(\frac{Y_{A,M}}{b} \right)$$

Aileron outer span $Y_{t,A}/b$ [m]

$$S_A = \left(\frac{c_A}{c} \right) \cdot \left(\frac{b_A}{b} \right) \cdot b \cdot ck \cdot \left(1 - \frac{1 - \lambda_v}{b/2 - Y_k} \cdot |Y_{A,M} - Y_k| \right)$$





Aileron Midpoint span $Y_{A,M}$ [m]

total aileron span b_A [m]

Aileron root span $Y_{r,A}$ [m]

Aileron tip span $Y_{t,A}$ [m]

Aileron root chord $c_{r,A}$ [m]

Aileron tip chord $c_{t,A}$ [m]

Aileron MAC $c_{MAC,A}$ [m]

Aileron MAC span $Y_{MAC,A}$ [m]

check this box if using high speed ailerons

High Speed Ailerons

Total Aileron Area $S_{A,H}$ [m²] ← total high speed aileron area $S_{A,H}$ [m]

Howe [m²]

Aileron Midpoint Span $Y_{A,M,H}/b$ [-]

Howe [-]

Total aileron span $b_{A,H}/b$ [-]

Howe [-]

chordwise distribution $c_{A,H}/c$ [-]

Howe [-]

Aileron Midpoint span $Y_{A,M,H}$ [m]

total aileron span $b_{A,H}$ [m]

Aileron root span $Y_{r,A,H}$ [m]

Aileron tip span $Y_{t,A,H}$ [m]

Aileron root chord $c_{r,A,H}$ [m]

Aileron tip chord $c_{t,A,H}$ [m]

Aileron MAC $c_{MAC,A,H}$ [m]

Aileron MAC span $Y_{MAC,A,H}$ [m]

Bild A.15 Flügelauslegung Teil 3 in PreSto

10 high lift devices

select leading edge high lift devices Vented slot

Chordwise distribution	$c_{HL,LE/c}$ <input type="text" value="0,180"/>	LE high lift tip semi-span	$Y_{HL,LE,t}$ <input type="text" value="28,97"/>
	Howe <input type="text" value="0,180"/>		$b_{HL,LE}$ <input type="text" value="51,83"/>
LE high lift tip semi-span ratio	$Y_{HL,LE,t}/b$ <input type="text" value="0,425"/>	total LE high lift span	
	howe <input type="text" value="0,425"/>		
Airfoil lift increase	$\Delta c_{l,LE}$ <input type="text" value="1,000"/>	Wing lift increase	$\Delta C_{L,LE}$ <input type="text" value="0,84"/>
	Howe <input type="text" value="1,000"/>		

select trailing edge high lift devices Double-slotted flap

Chordwise distribution	$c_{HL,TE/c}$ <input type="text" value="0,400"/>	total TE high lift span	$b_{HL,TE}$ <input type="text" value="45,889"/>
	howe <input type="text" value="0,400"/>		
Airfoil lift increase	$\Delta c_{l,TE}$ <input type="text" value="2,500"/>	Wing lift increase	$\Delta C_{L,TE}$ <input type="text" value="1,42"/>
	howe <input type="text" value="2,500"/>		

Maximum wing lift coefficient check: make sure that the calculated maximum wing lift coefficient is sufficient

Take off lift coefficient	$C_{L,MAX,TO}$ <input type="text" value="1,88"/>	< total wing Max lift coeff	$C_{L,MAX,W}$ <input type="text" value="3,29"/>
Landing lift coefficient	$C_{L,MAX,L}$ <input type="text" value="2,8"/>		

11 fuel tank volume estimation

Required fuel mass	M_F <input type="text" value="167413,43"/>	fuel density	ρ_F <input type="text" value="800,00"/>
	[kg]	total fuel tank	V_F <input type="text" value="211,32"/>
		Total calculated fuel mass	M_{FC} <input type="text" value="169055"/>
		fuel mass fraction	m/m_{MTO} <input type="text" value="0,43"/>

Select used fuel tanks

<input checked="" type="checkbox"/> Outer wing fuel tank	V_{Fi} <input type="text" value="85,53"/>	required fuel mass within 10% error of calculated fuel volume
<input checked="" type="checkbox"/> Inner wing fuel tank	V_{Fo} <input type="text" value="125,78"/>	
<input type="checkbox"/> Inboard fuel tank	V_{Ff} <input type="text" value="10,00"/>	

Bild A.15 Flügelauslegung Teil 4 in PreSto

Empennage design

1 Input data from earlier design phases

wing area	S_{ref} <input type="text" value="497,38"/>	Wing MAC	c_{MAC} <input type="text" value="14,89"/>
	[m ²]		[m]
Wing Span	b <input type="text" value="68,16"/>	Wing Span	b <input type="text" value="68,16"/>
	[m]		[m]
Fuselage length	f_i <input type="text" value="62,94"/>	Fuselage length	f_i <input type="text" value="62,94"/>
	[m]		[m]
	↑ Estimation based on MTOW		<input type="text" value="73,34"/>
Cruise Mach number	M_c <input type="text" value="0,840"/>	drag divergence numb	$M_{DD,E}$ <input type="text" value="0,89"/>
	[-]		[-]

2 General arrangement, position and size of the empennage

select aircraft type Transport Jets

select engine configuration	engines on the wing	vertical tail volume coeff	C_H <input type="text" value="0,88"/>
select empennage configuration	conventionnal	horizontal tail volume coeff	C_V <input type="text" value="0,079"/>
lever arm Hor tail	l_H <input type="text" value="33,04"/>		
	↑ Raymer suggestion		<input type="text" value="33,04"/>
lever arm Vert tail	l_V <input type="text" value="33,04"/>		
	↑ Raymer suggestion		<input type="text" value="33,04"/>

select other tail properties

<input checked="" type="checkbox"/> all moving Horizontal tail		Horizontal tail area	S_H <input type="text" value="196,16"/>
<input checked="" type="checkbox"/> all moving Vertical tail		Vertical tail area	S_V <input type="text" value="80,80"/>
<input type="checkbox"/> computerized active flight control			

Bild A.16 Leitwerksauslegung in PreSto

3 Horizontal tail geometry

Transport jet

Aspect Ratio	A_H	<input type="text" value="4,67"/>	span horizontal tail	b_H	<input type="text" value="30,27"/>
↑	Scholz	<input type="text" value="4,67"/>			
↑	Roskam II	<input type="text" value="3.4 - 6.1"/>			
Sweep	Λ_H	<input type="text" value="37,00"/>	sweep LE	Λ_{LE}	<input type="text" value="40,21"/>
↑	Scholz	<input type="text" value="37,00"/>	sweep 50% c	Λ_{50}	<input type="text" value="33,50"/>
↑	Roskam II	<input type="text" value="18 - 37"/>	sweep TE	Λ_{TE}	<input type="text" value="25,56"/>
Cruise lift coefficient Horiz	$C_{L,c,H}$	<input type="text" value="0,00"/>		$M_{DDef,H}$	<input type="text" value="0,80"/>
thickness ratio	t/c	<input type="text" value="0,08"/>			
↑	torenbeek	<input type="text" value="0,079"/>			
↑	$k_{m,H}$	<input type="text" value="1,00"/>			
↑	scholz	<input type="text" value="0,072"/>			
Select horizontal tail airfoil	<input type="text" value="NACA 8"/>				
Taper Ratio	λ_H	<input type="text" value="0,40"/>	root chord horiz	$c_{r,H}$	<input type="text" value="9,26"/>
↑	Roskam II	<input type="text" value="0.27 - 0.62"/>	tip chord horiz	$c_{t,H}$	<input type="text" value="3,70"/>
dihedral	Γ_H	<input type="text" value="5,00"/>	Mean aerod chord	$c_{MAC,H}$	<input type="text" value="6,88"/>
↑	Roskam II	<input type="text" value="0 - 11"/>	horiz MAC span	$Y_{MAC,H}$	<input type="text" value="6,49"/>
incidence	i_H	<input type="text" value="-2,00"/>			
↑	Roskam II	<input type="text" value="variable"/>			

Bild A.17 Höhenleitwerk in PreSto

4 Vertical tail

Transport jet

Aspect Ratio	A_V	<input type="text" value="1,30"/>	span vertical tail	b_V	<input type="text" value="10,25"/>
↑	Roskam II	<input type="text" value="0.7 - 2.0"/>			
Sweep	Λ_V	<input type="text" value="40,00"/>	sweep LE	Λ_{LE}	<input type="text" value="47,61"/>
↑	Roskam II	<input type="text" value="33 - 53"/>	sweep 50% c	Λ_{50}	<input type="text" value="30,23"/>
lift coefficient vert	$C_{L,V}$	<input type="text" value="0,00"/>	sweep TE	Λ_{TE}	<input type="text" value="4,00"/>
thickness ratio	t/c	<input type="text" value="0,08"/>		$M_{DDef,V}$	<input type="text" value="0,78"/>
↑	torenbeek	<input type="text" value="0,087"/>			
↑	$k_{m,V}$	<input type="text" value="1,00"/>			
Select vertical tail airfoil	<input type="text" value="NACA 8"/>				
Taper Ratio	λ_V	<input type="text" value="0,50"/>	root chord vertical tail	$c_{r,V}$	<input type="text" value="10,51"/>
↑	Roskam II	<input type="text" value="0.26 - 0.73"/>	tip chord vertical tail	$c_{t,V}$	<input type="text" value="5,26"/>
dihedral	Γ_V	<input type="text" value="90,00"/>	mean aerod chord	$c_{MAC,V}$	<input type="text" value="8,18"/>
↑	Roskam II	<input type="text" value="90,00"/>	vert MAC span	$Y_{MAC,V}$	<input type="text" value="4,55"/>

Bild A.18 Seitenleitwerk in PreSto

Data for Prado		
DB2 REQUIREMENTS		
Aircraft configuration	Tail-Aft	1
Range at max. payload [km]	13890,00	13890
Number of passengers (PAX) (max. payload)	301	301
Cargo weight (max. payload) [kg]	34700,0	34700
Range (max. fuel) [km]	3000	3000
Range (design point) [km]	13890,00	13890
Number of passengers (design point)	301	301
Cargo weight (design point) [kg]	34700,0	34700
Range (DOC calculation point) [km]	13890,00	13890
Altitude of airport/takeoff [km]	0	0
Slope angle [degree]	0	0
Permissible takeoff field length (FAR25) [m]	3350	3350
Load factor/takeoff, transition phase	1,15	1.15
Noise limit of the noise-dissipation area	100	100
Cruise Mach number	0,84	0.84
Required begin cruise altitude [km]	2	2
Max. cruise altitude [km]	11.675	11.675
Cruise Mach n.with one-engine inop. (OEI)	0,6	0.6
Cruise altitude with one-engine inop. (OEI) [km]	8	8
Airport altitude/landing [km]	0	0
Slope angle [degree]	0	0
Permissible landing field length (FAR25) [m]	1676,00	1676
Permissible approach speed [m/s]	71,97	71.9707250484529
Velocity ratio at obstacle height/landing	1,3	1.3
Velocity ratio during touch-down/landing	1,15	1.15
LCN value of landing field (rigid landing field)	120	120
LCN value of landing field (elastic landing field)	120	120
Noise limit of the noise outline	90	90

```

**ANFANG-DB2
C
C
C-----
C 1. INFORMATION SPECIFYING: Aircraft Configuration
C-----
C
C Parameter: Configuration Concept
C
C 1: Tail-Aft Configuration (TAC)
C 4: Three-Surface Configuration (TSC)
C 5: Multi-Body Configuration (MBC)
C 6: Tail-First Configuration (TFC)
C
C<-IPLFZ1 - Control parameter/aircraft configuration
C 0 2 1 1
C 1
C
C-----
C 2. INFORMATION SPECIFYING: Mission
C-----
C
C 2.01 Flight With Max. Payload
C-----
C
C<-R1 km Range (max. payload)
C 0 3 1 1
C 13890
C<-NS1 - No. of passengers (PAX) (max. payload)
C 0 2 1 1
C 301
C<-WNL1 kg Cargo weight (max. payload)
C 0 3 1 1
C 34700
C
C-----
C 2.02 Flight With Max. Fuel
C-----
C
C<-R2 km Range (max. fuel)
C 0 3 1 1
C 3000
C
C-----
C 2.03 Design Point for Configuration Concept
C-----
C
C<-R4 km Range (design point)
C 0 3 1 1
C 13890
C<-NS4 - No. of passengers (design point)
C 0 2 1 1
C 301
C<-WNL4 kg Cargo weight (design point)
C 0 3 1 1
C 34700
C
C-----
C 2.04 Information Relevant for DOC Calculation Point
C-----
C
C<-R5 km Range (DOC calculation point)
C 0 3 1 1
C 13890
C
C-----
C 3. INFORMATION SPECIFYING: Takeoff
C-----
C
C<-HFLS km Altitude of airport/takeoff
C 0 3 1 1
C 0
C<-GAMS degree Slope angle
C 0 3 1 1
C 0
C<-XSBZUL m Permissible takeoff field length (FAR25)
C 0 3 1 1
C 3350
C<-NUES - Load factor/takeoff, transition phase
C 0 3 1 1
C 1.15
C<-LGMAXS dBA/EPNdB Noise limit for the calculation of the noise-dissipation area d
C 0 3 1 1
C 100
C
C-----
C 4. INFORMATION SPECIFYING: Cruise
C-----
C
C<-RM - Required cruise Mach number
C 0 3 1 1
C 0.84
C<-HR km Required begin cruise altitude
C 0 3 1 1
C 2
C<-HRMAX km Max. cruise altitude
C 0 3 1 1
C 11.675
C<-RMITW - Required cruise Mach number with one-engine inoperative (OEI)
C 0 3 1 1
C 0.6
C<-HRTW km Required cruise altitude with one-engine inoperative (OEI)
C 0 3 1 1
C 8
C
C-----
C 5. INFORMATION SPECIFYING: Landing
C-----
C
C<-HFLL km Airport altitude/landing
C 0 3 1 1
C 0
C<-GAML Degree Slope angle
C 0 3 1 1
C 0
C<-XLBZUL m Permissible landing field length (FAR25)
C 0 3 1 1
C 1676
C<-VAZUL m/s Permissible approach speed
C 0 3 1 1
C 71.9707250484529
C<-VLVS - Velocity ratio at obstacle height/landing
C 0 3 1 1
C 1.3
C<-VTDVS - Velocity ratio during touch-down/landing
C 0 3 1 1
C 1.15
C<-LCNSZUL - LCN value of landing field (rigid landing field)
C 0 3 1 1
C 120
C<-LCNEZUL - LCN value of landing field (elastic landing field)
C 0 3 1 1
C 120
C<-LGMAXL dBA/EPNdB Noise limit for the calculation of the noise outline during land
C 0 3 1 1
C 90

```

Bild A.19

DB 2: Anforderung Teil 1 in PRADO

Range for diversion (reserve fuel) [km]	370 → 370.4	C 6. INFORMATION SPECIFYING: Fuel Reserves C C----- <-RW km Range for diversion (reserve fuel) 0 3 1 1 370.4
Additional fuel reserve (%)	5 → 5	<-PWK %WKR Additional fuel reserve 0 3 1 1 5
Flight time for holding [h]	0,5 → 0,5	<-TW h Flight time for holding 0 3 1 1 0,5
Flight altitude/holding [km]	0,5 → 0,5	<-HW km Flight altitude/holding 0 3 1 1 0,5
Flight Mach number/holding	0,3 → 0,3	<-RMW - Flight Mach number/holding 0 3 1 1 0,3
		C C C C-----
		C 7. INFORMATION SPECIFYING: Aircraft Dimensions C C-----
Max. aircraft length [m]	80 → 80	<-XLFZMZUL m Max. aircraft length 0 3 1 1 80
Max. aircraft width [m]	80 → 80	<-YLFZMZUL m Max. aircraft width 0 3 1 1 80
Max. aircraft height [m]	24 → 24	<-ZLFZMZUL m Max. aircraft height 0 3 1 1 24
		C C C C-----
		C 8. INFORMATION SPECIFYING: Crew, Passengers, and Freight C C-----
		C 8.01 Pilots C C-----
Number of pilots	2 → 2	<-NCREWC - No. of pilots 0 2 1 1 2
Weight per pilot [kg/PAX]	75 → 75	<-WPAXC kg/PAX Weight per pilot 0 3 1 1 75
Weight of luggage per pilot [kg/PAX]	40 → 40	<-WPAXHC kg/PAX Weight of luggage per pilot 0 3 1 1 40
Height of eye-point above seat cushion/pilot [m]	0,9 → 0,9	<-ZAPC1 m Height of eye-point above seat cushion/pilot 0 3 1 1 0,9
Distance of eye-point from spine/pilot [m]	0,084 → 0,084	<-XAPC1 m Distance of eye-point from spine/pilot 0 3 1 1 0,084
Distance of eye-point from instr. panel/pilot [m]	0,58 → 0,58	<-XAPC2 m Distance of eye-point from instrument panel/pilot 0 3 1 1 0,58
Min. head clearance f. co. ceiling to eye-p./pil [m]	0,22 → 0,22	<-RAPC1 m Min. head clearance from cockpit ceiling to eye-point/pilot 0 3 1 1 0,22
Visibility angle f. eye-p. of pil to lower co.window	-18,1 → -18,1	<-GC1 deg Visibility angle from eye-point of pilot to lower cockpit window frame 0 3 1 1 -18,1
		C C C C-----
		C 8.02 Cabin Crew C C-----
Number of crew members	2 → 2	<-NCREWK - No. of crew members 0 2 1 1 2
Weight per crew member [kg/PAX]	74,2 → 74,2	<-WPAXK kg/PAX Weight per crew member 0 3 1 1 74,2
Weight of luggage per crew member [kg/PAX]	24,3 → 24,3	<-WPAXHK kg/PAX Weight of luggage per crew member 0 3 1 1 24,3
		C C C C-----
		C 8.03 Loading Personnel C C-----
Number of loading personnel	1 → 1	<-NCREWF - No. of loading personnel 0 2 1 1 1
Weight per loading master [kg/PAX]	76 → 76	<-WPAXF kg/PAX Weight per loading master 0 3 1 1 76
Weight of luggage per loading master [kg/PAX]	75,2 → 75,2	<-WPAXHF kg/PAX Weight of luggage per loading master 0 3 1 1 75,2
		C C C C-----
		C 8.04 Passengers C C-----
Height of he.-p. above seat cushion/pas.[m]	0,915 → 0,915	<-ZKPP1 m Height of head-point above seat cushion/passengers 0 3 1 1 0,915
Weight per passenger [kg/PAX]	79,4 → 79,4	<-WPAX kg/PAX Weight per passenger 0 3 1 1 79,4
Weight of luggage per passenger [kg/PAX]	18,1 → 18,1	<-WPAXH kg/PAX Weight of luggage per passenger 0 3 1 1 18,1
		C C C C-----
		C 8.05 Air Freight C C-----
Freight density/luggage [kg/m ³]	170 → 170	<-RHOHG kg/m ³ Freight density/luggage 0 3 1 1 170
Freight density/air freight [kg/m ³]	160 → 160	<-RHOLFR kg/m ³ Freight density/air freight 0 3 1 1 160
		C C C

Bild A.20

DB 2: Anforderung Teil 2 in PrADO

DB4 Discription of fuselagegeometry

				**ANFANG-DB4
				C
				C
				C
				C -----
				C 1. INFORMATION SPECIFYING: Control Parameter
				C -----
				C
				C
				C -----
				C DATA SETS
				C -----
				C
				<-IRGY3AP1 - Control parameter/arrangement of pressure bulkheads
Control parameter/arrangement of pressure bulkheads	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/> 0 <input type="checkbox"/> 2 <input type="checkbox"/> 1 <input type="checkbox"/> 1	0 2 1 1
				1
				<-IRGY4AP1 - Control parameter/arrangement of cockpits
Control parameter/arrangement of cockpits	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>		0 2 1 1
				1
				<-IRGY5CP1 - Control parameter/arrangement of floors
Control parameter/arrangement of floors	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>		0 2 1 1
				1
				<-IRGY30P1 - Control parameter/arrangement of fuselage side panels (walls)
Control parameter/arrangement of fuse. side panels	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		0 2 1 1
				0
				<-IRGY40P1 - Control parameter/arrangement of frames
Control parameter/arrangement of frames	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>		0 2 1 1
				0
				<-IRGY50P1 - Control parameter/arrangement of fuselage windows
Control parameter/arrangement of fuselage windows	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>		0 2 1 1
				1
				<-IRGY13P1 - Control parameter/extension of decks
Control parameter/extension of decks	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>		0 2 1 1
				1
				<-IRGY6P1 - Control parameter/arrangement of decks
Control parameter/arrangement of decks	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>		0 2 1 1
				1
				<-IRGY2000P1 - Control parameter/fuel tanks in fuselages
Control parameter/fuel tanks in fuselages	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>		0 2 1 1
				1
				C
				<-ISMD2EI - Control parameter/calculation method/arrangement of cabin
Control parameter/cal. method/arrangement of cabin	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/> 1 <input type="checkbox"/> 1 <input type="checkbox"/> 1		0 1 1 1
				MD2EI2 - method: IFL (2004)
				C
				C
				C
				C -----
				C 2. INFORMATION SPECIFYING: Fuselage Configuration
				C -----
				C
				C -----
				C
				C -----
				C DATA SETS
				C -----
				C
				<-NR - No. of fuselages
Number of fuselage	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/> 0 <input type="checkbox"/> 2 <input type="checkbox"/> 1 <input type="checkbox"/> 1	0 2 1 1
				1
				<-IPR1 - Control parameter/fuselage cross section
fuselage cross section	circle	<input checked="" type="checkbox"/>		0 2 1 1
				1
				<-IPR2 - Control parameter/cockpit in fuselage
Cockpit in fuselage	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>		0 2 1 1
				1
				<-DATIR1 - Data file name/fuselage geometry description
template			<input type="checkbox"/> 0 <input type="checkbox"/> 1 <input type="checkbox"/> 1 <input type="checkbox"/> 1	0 1 1 1
				template
				<-RF2POS1 - Position vector/fuselage 1

Bild A.22 DB 4: Rumpfgeometrie in PrADO

DB6 Discription of Vertical Tailplane

```

**ANFANG-DB6
C
C
C
C-----
C.1. INFORMATION SPECIFYING: VTP Configuration
C-----
C
C-----
C
C-----
C DATA SETS
C-----
C
C<NS - No. of VTPs
0 2 1 1
Number of VTPs 1 → 1
C<SLPOS1 - Position vector/VTP 1
0 3 1 9
Position vector/VTP 1 1 2.44 0 0.99 0 90 0 -8.59
1 1 2.44 0 0.99 0 90 0 -8.59
C<FS m^2 Reference area/VTP
0 3 1 1
Reference area/VTP [m^2] 80.79668676 → 80.796687591164
80.79668676 80.796687591164
C<LAMDAS - Aspect ratio/VTP
0 3 1 1
Aspect ratio/VTP 1.3 → 1.3
1.3
C<SRS mm Sand roughness of the surface/VTP
0 3 1 1
Sand roughness of the surface/VTP [mm] 0.01 → 0.01
0.01
C<SFEPSS - Scaling factor/geometric airfoil twist/VTP
0 3 1 1
Scaling factor/geometric airfoil twist/VTP 1 → 1
1
C<SFDELTA5 - Scaling factor/max. relative airfoil thickness/VTP
0 3 1 1
Scaling factor/max. relative airfoil thickness/VTP 1 → 1
1
C<SFPHWKS - Scaling factor/leading edge sweep/VTP
0 3 1 1
Scaling factor/leading edge sweep/VTP 1 → 1
1
C<SFZHCSS - Scaling factor/dihedral angle (25% chord line)/VTP
0 3 1 1
Scaling factor/dihedral angle (25% chord line)/VTP 1 → 1
1
C
C
C-----
C.2. INFORMATION SPECIFYING: Airfoil Sections
C-----
C
C-----
C
C-----
C DATA SETS
C-----
C
C<DATIPS File name/VTP airfoil geometry
0 1 1 1
File name/VTP airfoil geometry /TEMPLATE/PROFILEN0010.DAT
/TEMPLATE/PROFILEN0010.DAT
/TEMPLATE/PROFILEN0009.DAT
/TEMPLATE/PROFILEN0009.DAT
C<IPPS1 - Control parameter/VTP airfoil
0 2 1 1
Control parameter/VTP airfoil 5
5
C
C
C-----

```

Bild A.24 DB 6: Geometrie des Seitenleitwerks in PrADO

