



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Valeri Pritanial Candra

Erstellung eines Matlab-Programms für den Dimensionierungsablauf im Flugzeugentwurf nach Loftin

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Automotive and
Aeronautical Engineering*

Valeri Pritanial Candra

**Erstellung eines Matlab-Programms für
den Dimensionierungsablauf im
Flugzeugentwurf nach Loftin**

Bachelorarbeit eingereicht im Rahmen der Bachelorprüfung

im Studiengang Flugzeugbau
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Erstprüfer: Prof. Dr. Martin Wagner
Zweitprüfer: Prof. Dr. Dirk Engel

Abgabedatum: 01.04.2021

Zusammenfassung

Name des Studierenden

Valeri Pritanial Candra

Thema der Bachelorarbeit

Erstellung eines Matlab-Programms für den Dimensionierungsablauf im Flugzeugentwurf nach Loftin

Stichworte

- Flugzeugentwurf
- Dimensionierungsablauf
- Nutzlast
- Betriebsleermasse

Kurzzusammenfassung

Die Berechnung der wichtige Flugzeugparametern (Startmasse, Kraftstoffmasse, Betriebsleermasse, Flügelfläche und Startschub) findet bei der Flugzeugentwicklung bzw. Flugzeugentwurf statt. Damit in dieser Phase nicht zu lange dauert und gleichzeitig die passenden Anforderungen erfüllen können, wird in dieser Bachelorarbeit eine Programmierung in Matlab zur Ermittlung aller obigen genannten Parameter erstellt. Somit kann das Berechnungsprozess schneller und effektiver laufen.

Name of Student

Valeri Pritanial Candra

Title of the paper

Creation of a Matlab program for the preliminary sizing process in aircraft design according to Loftin

Keywords

- Aircraft design
- Preliminary sizing process
- Payload
- Operating empty mass

Abstract

The calculation of the important aircraft parameters such as take-off mass, fuel mass, operating empty mass, wing area and take-off thrust takes place during aircraft development or aircraft design. Since the calculation of the above parameters can contribute to a long design time, this Bachelor thesis based on a Matlab application determines the parameters without lengthening the design time, however, also meets the appropriate requirements.



Aufgabenstellung Bachelorarbeit

FAKULTÄT TECHNIK UND INFORMATIK
DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU
Professor Dr.-Ing. Martin Wagner

Name: Valeri Pritanial Candra

Thema: Erstellung eines Matlab-Programms für den Dimensionierungsablauf im Flugzeugentwurf nach Loftin

Der Dimensionierungsablauf nach Loftin ist ein Werkzeug, um mit relativ wenigen Eingangsgrößen wichtige Daten für ein zu entwerfendes Flugzeug zu ermitteln. Dieser Dimensionierungsablauf soll in ein Matlab-Programm umgesetzt werden.

Aufgabenstellung in Arbeitsschritten

- Eingabe der Eingangsdaten über eine Eingabedatei und eine zu entwickelnde Eingabemaske.
- Berechnung der bei Loftin gegebenen Flugphasen.
- Grafische Darstellung des Entwurfsdiagramms.
- Möglichkeit der Berechnung mit Originaldaten oder neuen Daten aus frei zugänglichen Quellen.
- Möglichkeit der Vorgabe des Berechnungsergebnisses und Rückrechnen von zu wählenden Parametern.
- Möglichkeit Optimierung einzelner zu wählender Parameter.
- Echtzeitanzeige aller Daten.
- Beispielrechnung an einem aktuellen Passagierflugzeug (z.B. A320neo).

Hamburg, den 17.08.2020

Inhaltsverzeichnis

ZUSAMMENFASSUNG	I
ABBILDUNGSVERZEICHNIS	V
TABELLENVERZEICHNIS	VI
LISTE DER SYMBOLE	VII
ABKÜRZUNGEN	IX
INDIZES	IX
GRIECHISCHE SYMBOLE	X
1. EINLEITUNG	1
1.1 Motivation	1
1.2 Ziel der Arbeit	2
1.3 Begriffsdefinition	2
2. GRUNDLAGEN DER DIMENSIONIERUNG	4
2.1 Landstrecke	4
2.2 Startstrecke	8
2.3 Steigrate im 2. Segment	9
2.4 Steigrate beim Durchstartmanöver	14
2.5 Reiseflug	16
2.5.1 Schub-Gewichtsverhältnis	16
2.5.2 Flächenbelastung	19
2.6 Entwurfsdiagramm	21
2.7 Maximale Startmasse	22
2.8 Startschub	26
2.9 Flügelfläche	27
2.10 Betriebsleermasse	27
2.11 Kraftstoffmasse	27
3. LÖSUNGSPRINZIPIEN UND ALGORITHMEN	27
3.1 Bearbeitungsmethode	27
3.2 Eingabe	29
3.2.1 Landung	31
3.2.2 Startstrecke	31
3.2.3 2.Segment und Durchstartmanöver	32
3.2.4 Reiseflug	33
3.3 Umsetzung der Gleichung	34
3.3.1 Landung	34
3.3.2 Start	36
3.3.3 2.Segment	37
3.3.4 Durchstartmanöver	38
3.3.5 Reiseflug	39
3.3.6 Ausgewählte Flächenbelastung und Schub-Gewichtsverhältnis	40
3.3.7 Massenberechnung	42
3.4 Ausgabe	44

3.5	Visualisierung	46
4.	BERECHNUNGSBEISPIEL	50
4.1	Boeing 717-200 Hight Gross Weight.....	50
4.2	Airbus A320-200.....	51
5.	ZUSAMMENFASSUNG	52
	LITERATURVERZEICHNIS	53
	ANHANG A: ARBEITSFENSTER	54
	ANHANG B: PROGRAMMIERUNG	55
	ANHANG C: BERECHNUNGSBEISPIEL BOEING 717-200 HGW (MANUELL).....	66
	ANHANG D: BERECHNUNGSBEISPIEL BOEING 717-200 HGW (MATLAB).....	71
	ANHANG E: BERECHNUNGSBEISPIEL AIRBUS 320-200 (MANUELL).....	72
	ANHANG F: BERECHNUNGSBEISPIEL AIRBUS 320-200 (MATLAB)	77

Abbildungsverzeichnis

ABBILDUNG 1:DIAGRAMM ZUR DIMENSIONIERUNG (PRELIMINARY SIZING) VON FLUGZEUGEN [LOFTIN 80]	1
ABBILDUNG 2: DER MAXIMALE AUFTRIEBSBEIWERT FÜR FLUGZEUGE MIT VERSCHIEDENEN HOCHAUFTRIEBSSYSTEMEN ALS FUNKTION DER FLÜGELPFEILUNG. BEIM START WIRD DER AUFTRIEBSBEIWERT ETWA 80% DER ANGEgebenEN WERTE BETRAGEN [RAYMER 89]	6
ABBILDUNG 3: MAXIMALE AUFTRIEBSBEIWERTE VON PROFILN MIT VORFLÜGELN (SLATS) UND LANDEKLAPPEN (FLAP) [DUBS 87]	7
ABBILDUNG 4: EINSICHT DER STARTSTRECKE NACH CS(JAR)25 [SCHEIDERER, J: ANGEWANDTE FLUGLEISTUNG]	9
ABBILDUNG 5: STARTFLUGBAHN (TAKE-OFF PATH), DEFINITIONEN UND BEZEICHNUNGEN [BRÜNING 93]	10
ABBILDUNG 6: KRAFTRICHTUNG DES FLUGZEUGS BEIM STEIGFLUG [SCHEIDERER 08]	10
ABBILDUNG 7:KRAFTRICHTUNG DES FLUGZEUGS IM REISEFLUG [WAGNER 2021].....	16
ABBILDUNG 8: ABSCHÄTZUNG DER GleITZAHL AUS FLÜGELSTRECKUNG, BENETZTER OBERFLÄCHE UND FLÜGELFLÄCHE. [RAYMER 89]	17
ABBILDUNG 9: FLUGZEUGFORMEN UND IHRE RELATIVE BENETZTE OBERFLÄCHE S_{wetSW} [RAYMER 89]	18
ABBILDUNG 10: EIN BEISPIEL VON ENTWURFSDIAGRAMM MIT ENTWURFSPUNKT NACH 1. PRIORITÄT [SCHOLZ 99].....	21
ABBILDUNG 11: TYPISCHE FLUGPHASEN EINER ZIVILEN TRANSPORTMISSION [ROSKAM I].....	22
ABBILDUNG 12:KOMponentENBIBLIOTHEK VON MATLAB APP DESIGNER	30
ABBILDUNG 13: PROGRAMMIERUNG FÜR DIE LANDUNG	35
ABBILDUNG 14: PROGRAMMIERUNG FÜR DEN STARTFLUG	36
ABBILDUNG 15: PROGRAMMIERUNG FÜR 2.SEGMENT.....	37
ABBILDUNG 16: PROGRAMMIERUNG FÜR DURCHSTARTMANÖVER.....	38
ABBILDUNG 17: PROGRAMMIERUNG FÜR REISEFLUG	39
ABBILDUNG 18: PROGRAMMIERUNG ZUR AUSWAHL DER FLÄCHENBELASTUNG UND SCHUB-GEWICHTSVERHÄLTNIS	40
ABBILDUNG 19: MAPPING TOOLBOX ZUM INSTALLIEREN.....	41
ABBILDUNG 20: CHECK BOX ZUR FESTLEGUNG DER FLUGMISSION	42
ABBILDUNG 21: PROGRAMMISCHE UMSETZUNG DER MASSENBERECHNUNG I	43
ABBILDUNG 22: PROGRAMMISCHE UMSETZUNG DER MASSENBERECHNUNG II	44
ABBILDUNG 23: AUSGABENANSICHT IN LEINWAND (CANVAS).....	45
ABBILDUNG 24: PROGRAMMIERUNG ZUR AUSGABE MIT EINHEIT	45
ABBILDUNG 25: PROGRAMMIERUNG DER AUSGABE FÜR PARAMETER.....	46
ABBILDUNG 26: SYMBOL ZUR ERSTELLUNG EINER GRAFISCHEN DARSTELLUNG	47
ABBILDUNG 27: GRAFISCHE DARSTELLUNG FÜR ENTWURFSDIAGRAMM.....	47
ABBILDUNG 28: PROGRAMMISCHE UMSETZUNG DIE FÜNF FLUGPHASEN ZUR GRAFISCHEN DARSTELLUNG	49

Tabellenverzeichnis

TABELLE 1: VERHÄLTNIS AUS MAXIMALER LANDEMASSE UND MAXIMALER STARTMASSE $m_{ML}m_{MTO}$. STATISTISCHE MITTELWERT FÜR JETS NACH [LOFTIN 80]	7
TABELLE 2: MISSION SEGMENT MASS FRACTION [ROSKAM I].....	23
TABELLE 3: ERFORDERLICHE ZUSÄTZLICHE FLUGSTRECKE UND FLUGZEIT IM WARTEFLUG NACH [FAR PART 121]	24
TABELLE 4: SPEZIFISCHER <i>KRAFTSTOFFVERBRAUCH</i> $SFCT$ FÜR JETS NACH [RAYMER 89]	25
TABELLE 5: SPEZIFISCHER KRAFTSTOFFVERBRAUCH $SFCP$ UND PROPELLERWIRKUNGSGRAD H FÜR PROPELLERFLUGZEUGE NACH [RAYMER 89].....	25
TABELLE 6: LINIENFARBE, LINIENART UND MARKIERUNG [MATLAB R2019B].....	48
TABELLE 7: ORIGINALE TECHNISCHE DATEN VON BOEING 717-200 HGW [BOEING]	50
TABELLE 8: ERGEBNISSE DER DIMENSIONIERUNG BOEING 717-200 HGW.....	51
TABELLE 9: ORIGINALE TECHNISCHE DATEN VON AIRBUS 320-200 [WIKIPEDIA]	51
TABELLE 10: ERGEBNISSE DER DIMENSIONIERUNG AIRBUS 320-200.....	51

Liste der Symbole

s_{LFL}	Sicherheitslandestrecke
s_L	Landestrecke
m_{MTO}/S_W	Flächenbelastung bei der maximalen Startmasse
m_L/S_W	Flächenbelastung bei der maximalen Landemasse
ρ	Dichte
g	Erdbeschleunigung
$V_{S,L}$	Stallgeschwindigkeit bei der Landung
$C_{L,max,L}$	Maximaler Auftriebsbeiwert bei der Landung
V_{APP}	Anfluggeschwindigkeit
k_{APP}	Geschwindigkeitsfaktor
k_L	Landefaktor
m_{ML}	Maximale Landemasse
m_{MTO}	Maximale Startmasse
S_W	Flügelfläche
T_{TO}	Schub beim Start
s_{TOFL}	Sicherheitsstartstrecke
$C_{L,max,TO}$	Maximaler Auftriebsbeiwert beim Start
k_{TO}	Startfaktor
D	Widerstand
G	Gewicht
γ	Steigwinkel
L	Auftrieb
L/D	Gleitzahl
E	Gleitzahl
N	Anzahl der Triebwerke
$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$	Schub-Gewichtsverhältnis bezüglich maximale Startmasse
C_L	Auftriebsbeiwert
C_D	Widerstandsbeiwert
$V_{S,TO}$	Stallgeschwindigkeit beim Start
V_{MA}	Geschwindigkeit beim Durchstartmanöver
$C_{D,P}$	Profilwiderstand
$C_{D,I}$	Induziertem Widerstand
A	Flügelstreckung
e	Oswald-Faktor
$C_{D,0}$	Nullauftriebswiderstand
$\Delta C_{D,flap}$	Klappenwiderstand
$\Delta C_{D,slat}$	Vorflügelwiderstand
$\Delta C_{D,gear}$	Fahrwerkswiderstand
$\frac{T_{TO}}{m_{ML} \cdot g}$	Schub-Gewichtsverhältnis bezüglich maximale Landemasse
W	Gewicht

T	Schub
μ	Nebenstromverhältnis (by-pass-ratio, BPR)
h_{CR}	Reiseflughöhe
T_{CR}/T_{TO}	Schubverhältnis
S_{wet}/S_W	Relative benetzte Oberfläche
$(L/D)_{max}$	Maximale Gleitzahl
k_E	Gleitzahlfaktor
$C_L/C_{L,md}$	Das Verhältnis des Auftriebsbeiwerts
V/V_{md}	Geschwindigkeitsverhältnis
q	Staudruck
M	Machzahl (<i>mach number</i>)
a	Schallgeschwindigkeit
V	Fluggeschwindigkeit
p	Druck
γ	Isentropenexponent
p_0	Druck auf Meereshöhe
n	Polytropenexponent
H	Reiseflughöhe
m_{MPL}	Maximale Nutzlast
m_F	Kraftstoffmasse
m_{OE}	Betriebsleermasse
$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}}$	Betriebsleermassenanteil
$\frac{m_{MTO}}{m_F}$	Kraftstoffanteil
m_{MTO}	
M_{ff}	Massenverhältnis (mission fuel fraction)
$M_{ff,CR}$	Massenverhältnis beim Reiseflug (cruise)
$M_{ff,LOI}$	Massenverhältnis bei der Warteschleife (loiter)
$M_{ff,RES}$	Massenverhältnis beim Reserveflug (reserve)
B_S	Reichweitenfaktor (breguet range factor)
B_t	Zeitfaktor
S_{CR}	Auslegungsreichweite (zurückgelegte Flugstrecke)
$S_{reserve}$	Reserveflugstrecke
t_{loiter}	Loiterszeit
R	Reichweite
SFC_T	schubspezifische Kraftstoffverbrauch
SFC_P	leistungsspezifische Kraftstoffverbrauch
T	Temperatur
R	spezifische Gaskonstante

Abkürzungen

MTO	Maximum Take-Off
TO	Take-Off
BPR	By-Pass-Ratio
ff	Fuel Fraction
LOI	Loiter
RES	reserve
TOFL	Take-Off Field Length
OEM	Operating Empty Mass
LFL	Landing Field Length
MA	Missing Approach
ML	Maximum Landing
JAR	Join Aviation Requirement
FAR	Federal Aviation Regulation
SCF	Specific Fuel Consumption

Indizes

() _{APP}	Anflug (Approach)
() _{CR}	Reiseflug (Cruise)
() _{LFL}	Landing Field Length
() _L	Landing (Landung)
() _{ML}	Maximum Landing (Max. Landung)
() _W	Wing (Flügel)
() _{,max,L}	Maximum at Landing (Max. bei der Landung)
() _{S,L}	Stall at Landing (Stall bei der Landung)
() _{MTO}	Maximum Take-Off (Max. Startflug)
() _{TO}	Take-Off (Startflug)
() _{,max,TO}	Maximum at Take-Off (Max. beim Startflug)
() _{MA}	Missing Approach
() _{CR}	Cruise (Reiseflug)
() ₀	Zero/Start (Anfang)
() _{max}	Maximum (Maximal)
() _{MPL}	Maximum Payload (Maximale Nutzlast)
() _{MF}	Maximum Fuel (Maximale Kraftstoff)
() _{OE}	Operating Empty
() _{ff}	Fuel Fraction

Griechische Symbole

π	Mathematische Konstante
σ	Relative Luftdichte
μ	Nebenstromverhältnis (by-pass-ratio, BPR)
κ	Isentropenexponent (deutsche Literatur)
ρ	Luftdichte

1. Einleitung

1.1 Motivation

Der Flugzeugentwurf ist einer von vielen wichtigen Phasen in der Flugzeugentwicklung, der drei Jahre vor dem Entwicklungsbeginn stattfindet. Diese Phase wird als Projektphase bezeichnet und die Dimensionierung gehört im ersten Teil dieser Phase. In diesem Teil müssen die Entwicklungsingenieure die Flugzeugkonfiguration festlegen. Diese kann man durch die Einsetzung eines Auslegungsparameters in den Formeln von den unterschiedlichen Phasen auslösen. Außerdem kann die Dimensionierung, ohne eine genaue Flugzeuggeometrie, durchgeführt werden. Die Anforderungen werden damit für den Erfolg des Prozesses gebraucht, wie zum Beispiel der Triebwerkstyp, die Anzahl der Triebwerke, die maximale Nutzlast, die Reichweite, das Nebenstromverhältnis, die Sicherheitsstartstrecke, die Sicherheitslandestrecke, der Auftriebsbeiwert, die Machzahl sowie die Streckung. Nach der Methode von **Loftin 1980** (Abbildung 1) wird die Dimensionierung in fünf verschiedenen Phasen unterteilen: Landestrecke, Startstrecke, Steigrate bei 2. Segment, Steigrate beim Durchstartmanöver und Reiseflug.

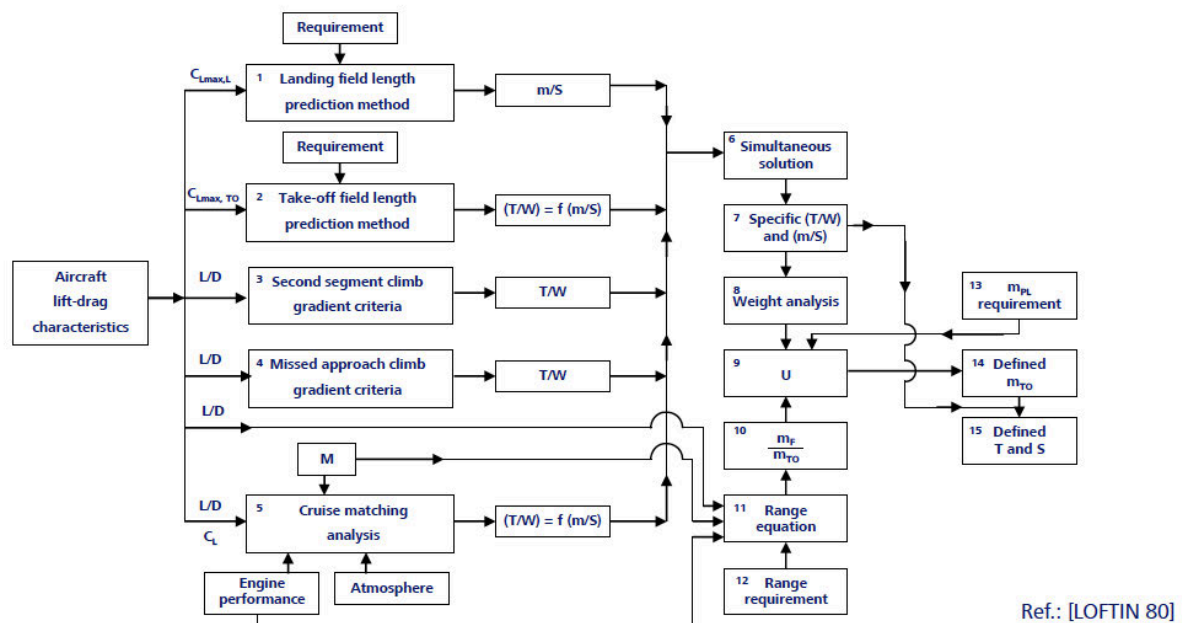


Abbildung 1: Diagramm zur Dimensionierung (preliminary sizing) von Flugzeugen [Loftin 80]

Andere weitere Bedingungen, wie die Höhe des Flughafens und die Flugmission, spielen bei der Dimensionierung eine wichtige Rolle, welche für die Festlegung der Flugzeugkonfiguration einwirken. Die Höhe des Flughafens beeinflusst die Luftdichte, die bei der Berechnung von Lande- und Startbedingung verwendet wird. Darüber hinaus ist der Betrag von *mission fuel fraction* von der Flugmission abhängig.

Die oben genannten Anforderungen, benutzen wir als Eingabedaten, die danach in einem Prozess, beziehungsweise Dimensionierungsablauf, bearbeitet werden. Aus diesem Prozess wird die endgültige Ausgabe des Entwurfsdiagramm, von denen die Werten der Flächenbelastung und Schub-Gewichtverhältnis, nach einer entscheidenden Priorität abgelesen werden kann. Dazu folgen die Entwurfsparametern als Endergebnisse, wie *Startmasse* (take-off mass), *Kraftstoffmasse* (fuel mass), *Betriebleermasse* (operating empty mass), *Flügelfläche* (wing area) und *Startschub* (take-off thrust), die in der nächsten Phase wiederverwendet werden.

1.2 Ziel der Arbeit

In dieser Arbeit wird die Berechnung des Dimensionierungsablaufs nach **[Loftin 1980]** (Abbildung 1) in einem Matlab-Programm umgesetzt. Das Ziel ist, mit diesem Programm, beziehungsweise App, die Eingabe der Parameter und mit einem Knopfdruck die Endergebnisse anzuzeigen. Der Dimensionierungsablauf nach **Loftin 1980** ist eine Methode, um ein entwerfendes Flugzeug mit relativ wenigen Eingangsgrößen zu berechnen.

Damit die grafische Darstellung eines Entwurfsdiagramm, sowie alle Entwurfsparametern in Echtzeitanzeige auf einem Matlab-Programm angezeigt werden kann, müssen die Benutzern zuallererst nur die Eingabedaten über eine entwickelnde Eingabemaske eingeben. Mit Hilfe der Steuerung über einen Knopfdruck, kann diese automatisch bearbeitet werden. Dieses Programm ermöglicht den Benutzern, das gewünschte Ergebnis der viel Phasen (Landung, Start, 2.Segment und Durchstartmanöver) vorzugeben.

1.3 Begriffsdefinition

Flugzeugentwurf

Der Begriff des Flugzeugentwurfs erklärt sich als eine Phase in einer Flugzeugentwicklung, in dem man die erste Vorstellung von der geometrischen Beschreibung eines neuen Flugzeuges erläutern kann, beziehungsweise den konzeptionellen Vorentwurf von Flugzeugen liefert.

Nach **Scholz 1999** wird der *Flugzeugentwurf* beschrieben:

“Die Aufgabe des Flugzeugentwurfs (aircraft design) im praktischen Sinn ist die "geometrische Beschreibung eines neuen Fluggerätes zu liefern". Dazu wird das neue Flugzeug durch eine Dreiseitenansicht (three-view drawing) einen Rumpfquerschnitt (fuselage crosssection) eine Kabinenauslegung (cabin layout) sowie durch eine Liste der Flugzeugparameter beschrieben.“

Dimensionierungsablauf

Der Vorgang zur Festlegung der konkreten Abmessungen eines technischen Gebildes, anhand der Prinziplösung für eine Aufgabenstellung. Der Begriff *Dimensionierung* kann auch nach dem **Duden 2021** definiert werden:

“Bemessung besonders Querschnittsfestlegung bei tragenden Teilen.“

Sie umfasst die Suche nach funktionserfüllenden geometrischen Abmessungen und anderen quantifizierbaren Systemeigenschaften. Sie umfasst den Nachweis der Funktionserfüllung und die Optimierung der funktionserfüllenden Parameter im Zusammenhang mit weiteren, meist ökonomisch relevanten Parametern.

Nutzlast

Wikipedia definiert den Begriff *Nutzlast*:

“Nutzlast ist die Last die ein Transportmittel (Fahrzeug Flugzeug Rakete Aufzüge etc.) aufnehmen kann bis die maximal zulässige Gesamtmasse erreicht ist. Sie entspricht der Masse der Zuladung die transportiert werden kann. In der technischen Fachsprache wird außerdem „das zu transportierende Gewicht“ als Nutzlast bezeichnet.“

Der Begriff *Nutzlast* wird auch nach dem Wörterbuch **Cambridge 2021** (cambridge dictionary) in englischem Wort „Payload“ definiert als:

“The total number of passengers and weight of goods that an aircraft or a ship carries or can carry for which payment is received.”

Die Nutzlast im Flugzeugbereich sind alle bezahlten Zuladungen, die transportiert werden können. Bei dem Passagierflugzeug ist die Nutzlast abhängig von der Masse der Fracht, die Anzahl der Passagiere, die durchschnittliche Masse eines Passagiers und die durchschnittliche Masse des Gepäcks eines Passagiers. Das heißt die Passagiere und ihr Gepäck gelten als Nutzlast, wobei dem Frachtflugzeug die alle zugeladene Fracht (cargo) auch als Nutzlast definiert werden kann.

Betriebsleermasse

Nach **Air Transport Association: ATA 100** wird die Betriebsleermasse (in englischem Wort: operational empty weight (OEW)) beschrieben:

Basic empty weight or fleet empty weight plus operational items.

Die Betriebsleermasse in Flugzeugbau ist die Summe aller Komponenten ohne Kraftstoffmasse und Nutzlast. Aus dem originalen Katalog von **Boeing 717-200** wird den Begriff *Betriebsleermasse* definiert:

“Weight of structure powerplant furnishing systems unusable fuel and other unusable propulsion agents and other items of equipment that are considered an integral part of a particular airplane configuration. Also included are certain standard items personnel equipment and supplies necessary for full operations excluding usable fuel and payload.”

2. Grundlagen der Dimensionierung

2.1 Landestrecke

Damit ein Flugzeug sicher gelandet werden kann, soll die verfügbare Landestrecke (*landing distance available*) länger betragen als die Sicherheitslandestrecke s_{LFL} (*landing field length*). Nach JAR/FAR kann die Sicherheitslandestrecke aus der Multiplikation von Landestrecke s_L (*landing distance*) und Sicherheitsfaktor berechnet werden.

JAR 25.125	Landing
(a)	The horizontal distance necessary to land and to come to a complete stop from a point 50 ft above the landing surface must be determined
(1)	The aeroplane must be in the landing configuration.
(2)	A stabilised approach, with a calibrated airspeed of not less than 1.3 VS, must be maintained down to the 50 ft height.
JAR - OPS 1.515	Landing - Dry Runways
(a)	An operator shall ensure that the landing mass of the aeroplane ... allows a full stop landing from 50 ft above the threshold:
(1)	Within 60% of the landing distance available at the destination aerodrome and at any alternate aerodrome for turbojet powered aeroplanes; or
(2)	Within 70% of the landing distance available at the destination aerodrome and at any alternate aerodrome for turbopropeller powered aeroplane ...

Die bestimmte Größe der Sicherheitsfaktor wird nach JAR–OPS 1.515 Landing – Dry Runways bereit gegeben. Für Jets verbraucht das Flugzeug mindestens 60% von der verfügbaren Landestrecke, d.h. Sicherheitsfaktor beträgt $1/0,6 = 1,667$ und für Turboprops 70% beziehungsweise $1/0,7 = 1,429$.

$$s_{LFL} = s_L \cdot \text{Sicherheitsfaktor} \quad (2.1)$$

Der nach [Loftin 80] gegebenen Dimensionierungsablauf liefert die Landestrecke bzw. bei Block 1 einen konstanten Maximalwert der Flächenbelastung m_{MTO}/S_W .

Die Flächenbelastung bei der maximalen Landemasse lautet:

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = \frac{\rho \cdot V_{S,L}^2}{2 \cdot g} \cdot C_{L,max,L} \quad (2.2)$$

Nach einer Statistik [Loftin 80] kann die Anfluggeschwindigkeit V_{APP} mit der Abhängigkeit von Sicherheitslandestrecke S_{LFL} und Geschwindigkeitsfaktor k_{APP} bestimmen werden.

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{S_{LFL}} \quad (2.3)$$

$$\text{Mit } k_{APP} = 1,70 \sqrt{m/s^2}$$

Eine Zulassung nach JAR 25.125 beschreibt, dass der Anfluggeschwindigkeit V_{APP} nicht kleiner als $1,3 \cdot V_S$ (Stallgeschwindigkeit bei der Landung) beträgt. In andere Formulierung ist:

$$V_S = \frac{V_{APP}}{1,3} \rightarrow V_S = \frac{1,70 \sqrt{m/s^2} \cdot \sqrt{S_{LFL}}}{1,3} \quad (2.4)$$

Außerdem spielt bei der Landung die Flughafenhöhe eine sehr wichtige Rolle. Es liegt daran, dass die Luftdichte ρ abhängig von der Höhe ist. Trotz einer Abhängigkeit mit der Höhe, kann sie unter Bedingung von Standardatmosphäre bestimmen.

$$\rho = \sigma \cdot \rho_0 \quad (2.5)$$

Um die Berechnung der Luftdichte ρ zu vereinfachen, wird sehr oft die Flughafenhöhe in Meereshöhe abgeschätzt. Mit ρ_0 gleich $1,225 \text{ kg/m}^2$ ist, führt dann die Gleichung unter Bedingung σ gleich 1 beträgt.

Die Gleichung (2.4) und Gleichung (2.5) werden in Gleichung (2.2) eingesetzt, daraus folgt:

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = \frac{\rho_0 \cdot \sigma \cdot V_{APP}^2 \cdot S_{LFL}}{2 \cdot g \cdot 1,3^2} \cdot C_{L,max,L} \quad (2.6)$$

Alle bekannten Parameter in Gleichung (2.6) einsetzen, wird dann mit einem neuen Parameter ersetzt. Es ergibt sich:

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = \frac{1,225 \frac{kg}{m^3} \cdot 1,70^2 \frac{m}{s^2}}{2 \cdot 9,81 \frac{m}{s^2} \cdot 1,3^2} \cdot \sigma \cdot S_{LFL} \cdot C_{L,max,L} \quad (2.7)$$

Folgt:

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = 0,107 \frac{kg}{m^3} \cdot \sigma \cdot S_{LFL} \cdot C_{L,max,L} \quad (2.8)$$

Das Ergebnis von allen berechneten Parametern in Gleichung (2.7) werden als ein Faktor k_L zusammengefasst, daraus folgt die Gleichung (2.9) für die Ermittlung der Flächenbelastung bei maximaler Landemasse:

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

$$\text{Mit: } k_L = 0,107 \frac{kg}{m^3}$$

Der maximalen Auftriebsbeiwert bei der Landung $C_{L,max,L}$ wird nach verschiedenen Quellen [Abbildung (2) und (3)] mithilfe den vorhandenen bzw. auslegenden Hochauftriebssystemen sowie Flügelpeilung abgeschätzt.

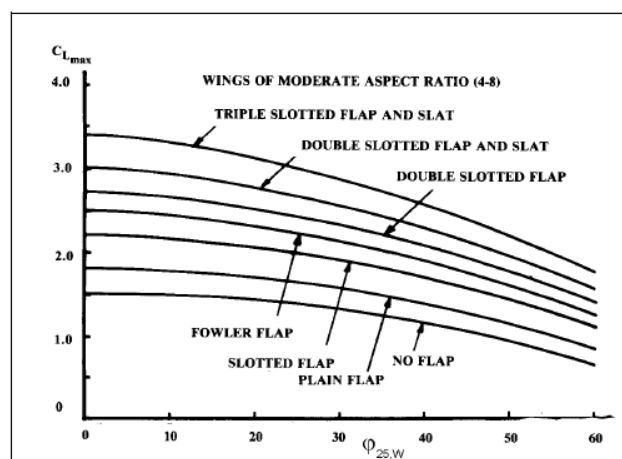


Abbildung 2: Der maximale Auftriebsbeiwert für Flugzeuge mit verschiedenen Hochauftriebssystemen als Funktion der Flügelpeilung. Beim Start wird der Auftriebsbeiwert etwa 80% der angegebenen Werte betragen [Raymer 89]

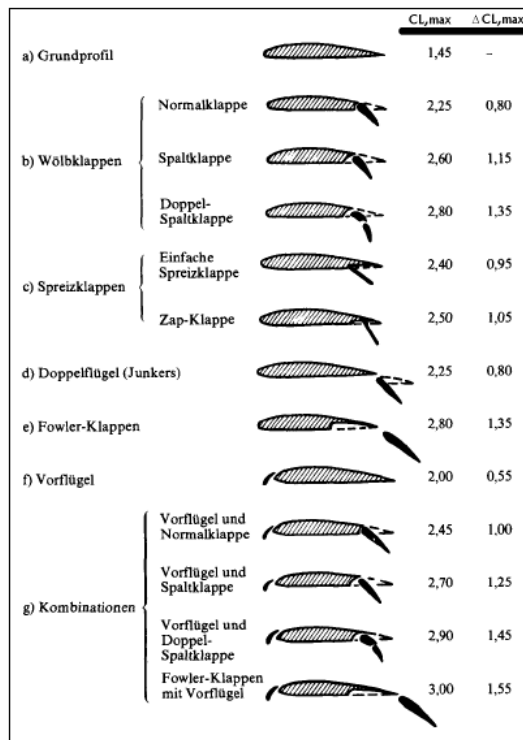


Abbildung 3: Maximale Auftriebsbeiwerte von Profilen mit Vorflügeln (slats) und Landeklappen (flap) [Dubs 87]

Das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse m_{ML}/m_{MTO} wird nach [Loftin 80] als statistische Mittelwert in Tabelle 1 gegeben. Der Betrag ist von der Reichweite beziehungsweise Reichweitenklassifikation abhängig.

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

Tabelle 1: Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse m_{ML}/m_{MTO} . Statistische Mittelwert für Jets nach [Loftin 80]

Mit den gegebenen Werten des Massenverhältnisses m_{ML}/m_{MTO} (Tabelle 1) und die bekannte Flächenbelastung bei der maximale Landemasse m_{ML}/S_W kann die Flächenbelastung bei der Landung, unter Bedingung der maximalen Startmasse, bestimmen.

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{\frac{m_{ML}}{S_W}}{\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}} \quad (2.7)$$

Der Betrag der ausgerechnete Flächenbelastung darf nicht überschritten, d.h. dieser Wert ist ein maximaler Wert, damit das Flugzeug die Anforderungen erfüllen kann.

2.2 Startstrecke

Die Grundgesetze einer Startstrecke sind nach JAR-25 angegeben, in dem die Einzelheiten von den Regeln im Detail beschrieben werden.

CS (JAR) 25.113 Take-off distance and take-off run

(a) Take-off distance is the greater of –

(1) The horizontal distance along the take-off path from the start of the take-off to the point at which the aeroplane is 35 *ft* above the takeoff surface, determined under CS (JAR) 25.111 [d.h. mit Triebwerksausfall und Geschwindigkeit V_2]; or

(2) 115% of the horizontal distance along the take-off path, with all engines operating, from the start of the take-off to the point at which the aeroplane is 35 *ft* above the take-off surface, as determined by a procedure consistent with CS (JAR) 25.111.

JAR - 25 wird beschrieben, dass die Startstrecke ohne Triebwerksausfall (*take-off distance AEO*) 15% länger betragen sollen als die Strecke, die vom Beginn des Starts bis zu dem Punkt, an dem das Flugzeug 35ft über der Startstrecke befindet. (Abbildung 4).

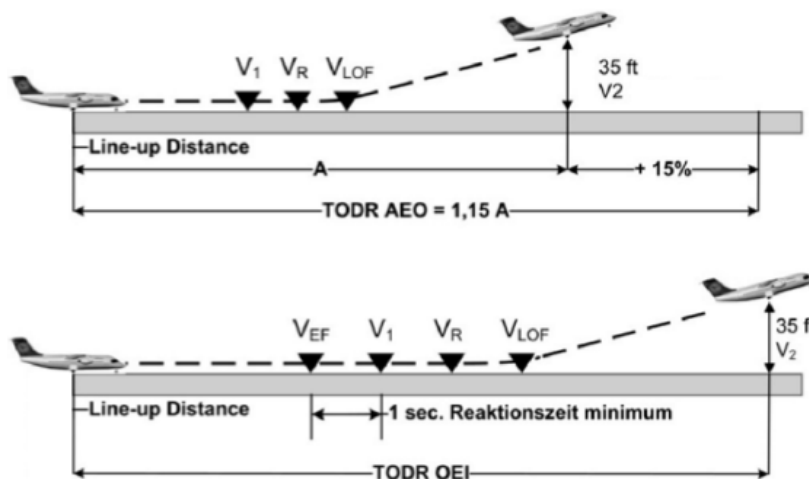


Abbildung 4: Einsicht der Startstrecke nach CS(JAR)25 [Scheiderer, J: Angewandte Flugleistung]

Nach einer statistischen Auswertung [Loftin 80] wird für Flugzeuge mit Strahltriebwerken das Verhältnis aus Schub-Gewichtsverhältnis und Flächenbelastung beim Start definiert:

$$\frac{T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO}/S_W} = \frac{k_{TO}}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} \quad (2.8)$$

$$\text{Mit: } k_{TO} = 2,34 \frac{m^3}{kg}$$

Dieser Betrag darf nicht überschritten werden, um das Flugzeug die Anforderungen zu erfüllen.

2.3 Steigrate im 2. Segment

Eine klare Einsicht über die Startflughahn kann in Abbildung (2.4) gesehen werden. In dieser Abbildung [Brüning 93] wird das Fahrwerk bei 2.Segment schon eingefahren (*retracted*). Diese Bedingung wird auch in den Zulassungsvorschriften nach CS(JAR) 25.121 definiert.

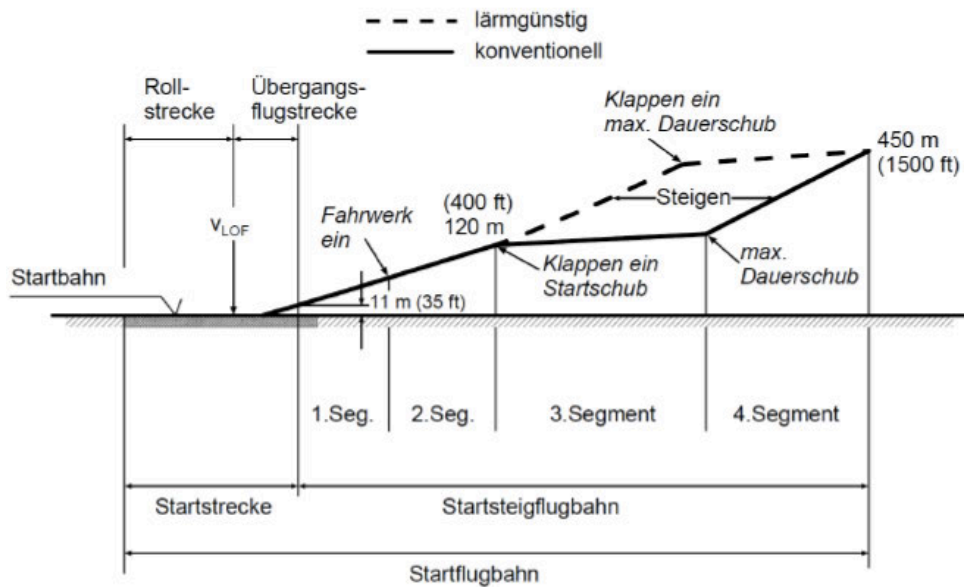


Abbildung 5: Startflugbahn (take-off path), Definitionen und Bezeichnungen [Brüning 93]

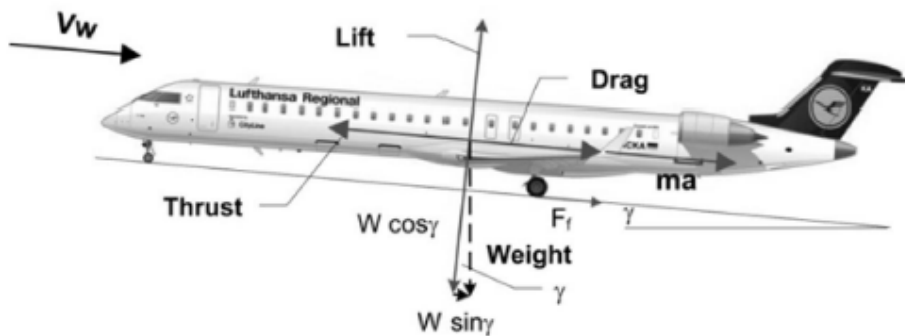


Abbildung 6: Krafrichtung des Flugzeugs beim Steigflug [Scheiderer 08]

In der Zeit, wenn das Flugzeug beschleunigt, folgen die vier wichtigen Kräfte, von denen das Schub-Gewichtverhältnis bei 2. Segment bestimmen können. Diese Kräfte bestehen aus den vertikalen und horizontalen Kräften. Um die Gleichung für das Schub-Gewichtverhältnis zu ermitteln, wird allererst die Summe aller Kräfte in Flugrichtung sowie bei senkrechter Flugrichtung definiert.

Die Kräfte in Flugrichtung: Der Schub T soll im Steigflug größer sein als die Summe des Widerstands D und Flugzeuggewichts $m \cdot g$ bzw. G mit Steigwinkel γ .

$$T = D + m \cdot g \cdot \sin \gamma \quad (2.9)$$

Die Kräfte bei senkrechter Flugrichtung: Mit der Vereinfachung für einen kleinen Steigwinkel kann $\sin \gamma$ vernachlässigen.

$$L = m \cdot g \cdot \sin \gamma \approx m \cdot g \quad (2.10)$$

Gleichung (2.9) wird durch Flugzeuggewicht $m \cdot g$ geteilt:

$$\frac{T}{m \cdot g} = \frac{D}{m \cdot g} + \sin \gamma \quad (2.11)$$

Gleichung (2.10) in Gleichung (2.11) zusammengefasst, folgt:

$$\frac{T}{m \cdot g} = \frac{1}{L/D} + \sin \gamma \quad (2.12)$$

Es kann auch passieren, dass ein Triebwerk beim Startflug ausgefallen. Mit dieser Situation soll das Steigflug trotz technischem Fehler auch möglich erfolgen. Deswegen muss das Schub-Gewichtverhältnis größer angenommen werden. Es wird dann bei der Überlegung ein Triebwerk abgezogen.

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

CS (JAR) 25.121 Climb: one-engine-inoperative

(b) Take-off; landing gear retracted.

In the take-off configuration existing at the point of the flight path at which the landing gear is fully retracted, ... the steady gradient of climb may not be less than

2.4% for two-engined aeroplanes,
2.7% for three-engined aeroplanes and
3.0% for four-engined aeroplanes,
at V_2 and with -

(1) The critical engine inoperative and the remaining engines at the available maximum continuous power or thrust; and

(2) The weight equal to the weight existing at the end of the take-off path ...

Zur Ermittlung des Schub-Gewichtsverhältnisses mit Gleichung (2.13) wird der Steigwinkel γ verbraucht. Der Wert ist schon nach CS (JAR) 25.121 bekannt gegeben, der mit Triebwerksanzahl abhängig ist. In der Zulassungsvorschriften ist der Steiggradient in Prozent gegeben.

$$\sin \gamma \approx \frac{\text{Steiggradient}}{100} \quad (2.14)$$

Als einfacher Weg umzurechnen, kann der Steiggradient aufgrund kleiner Winkel direkt in Gleichung (2.14) einsetzen. Somit kann man die ganze Umrechnung sparen.

In Gleichung (2.13) ist die Gleitzahl L/D unbekannt. Diese Zahl kann theoretisch durch eine Verteilung der Auftriebsbeiwert C_L und des Widerstandsbeiwert C_D ermitteln.

$$L/D = \frac{C_L}{C_D} \quad (2.15)$$

Zur Berechnung des Auftriebsbeiwerts C_L gilt im 2. Segment eine Bedingung, dass die Geschwindigkeit V_2 20% größer ist als die Stallgeschwindigkeit beim Start $V_{S,TO}$ (*take-off*) und die Geschwindigkeit beim Durchstartmanöver V_{MA} (*missing approach*) beträgt 30% größer als die Stallgeschwindigkeit bei der Landung $V_{S,L}$ (*landing*).

$$V_2 = 1,2 \cdot V_{S,TO} \quad (2.16)$$

$$V_{MA} = 1,3 \cdot V_{S,L} \quad (2.17)$$

Die Zusammensetzung zwischen des maximalen Auftriebsbeiwerts $C_{L,max}$ und des Auftriebsbeiwerts C_L folgt die Gleichung (2.18) raus:

$$C_L = C_{L,max} \cdot \left(\frac{V_S}{V}\right)^2 \quad (2.18)$$

Wird die Gleichung (2.16) in Gleichung (2.18) eingesetzt, so kann der Auftriebsbeiwert bestimmen. Es kann mit dem max. Auftriebsbeiwert beim Start $C_{L,max,TO}$ als Parameter erfolgen. Es ist:

$$C_L = \frac{C_{L,max,TO}}{1,44} \quad (2.19)$$

Der Widerstand besteht aus der Summe von Profilwiderstand $C_{D,P}$ und induziertem Widerstand $C_{D,I}$. Der Auftriebsbeiwert C_L (Gleichung 2.19) wird für die Berechnung des induzierten Widerstands $C_{D,I}$ verbraucht.

$$C_D = C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (2.20)$$

Es fehlt noch die Flügelstreckung A als Eingangsgröße, die einfach vom originalen Flugzeug oder nach einer Abschätzung angenommen werden kann. Nach [Loftin 80] ist der Oswald-Faktor e aufgrund ausgefahrener Klappen und Flügel 0,7 angenommen.

Die Gleichung (2.20) in Gleichung (2.15) eingesetzt, folgt:

$$L/D = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} \quad (2.21)$$

Der Profilwiderstand $C_{D,P}$ setzt sich zusammen aus Nullauftriebswiderstand $C_{D,0}$, Hoचाuftriebssysteme $\Delta C_{D,flap}$ und $\Delta C_{D,stat}$ sowie Zusatzwiderständen aus Fahrwerk $\Delta C_{D,gear}$.

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,stat} + \Delta C_{D,gear} \quad (2.22)$$

Ein Näherungsverfahren auf Passagierflugzeug nach [Loftin 80] ermöglicht, dass die verbrauchten Parameter bei der Abschätzung der Gleitzahl direkt angenommen werden können.

e	0.7 wegen ausgefahrener Klappen und Vorflügel
$C_{D,0}$	0.02
$\Delta C_{D,flap}$	für $C_L = 1.3$: Klappen $15^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0.01$ für $C_L = 1.5$: Klappen $25^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0.02$ für $C_L = 1.7$: Klappen $35^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0.03$
$\Delta C_{D,stat}$	vernachlässigt
$\Delta C_{D,gear}$	0.015 sofern das Fahrwerk ausgefahren ist.

Wenn der Auftriebsbeiwert C_L größer als 1,1 beträgt, muss dann $\Delta C_{D,flap}$ neu berechnet werden. In dieser Bedingung lässt sich der Wert nach [Loftin 80] mit Gleichung (2.23) ermitteln.

$$\Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot C_L - 0,0055 \quad (2.23)$$

Aufgrund eingefahrenen Fahrwerks im 2.Segment ist der Betrag des Fahrwerkwiderstands $\Delta C_{D,gear}$ gleich Null. Mit diesem Parameter kann der Profilwiderstand $C_{D,p}$ bestimmen werden und in Gleichung (2.21) zur Abschätzung der Gleitzahl einsetzen.

Wenn alle Eingangsgröße bereit verfügbar sind, kann das Schub-Gewichtverhältnis durch eine Gleichung (2.13) bestimmen. Das Ergebnis ist ein Mindestwert, der beim Startflug mit einem ausgefallenen Triebwerk erfüllen soll.

2.4 Steigrate beim Durchstartmanöver

Durchstartmanöver ist auch in englischem Wort „missing approach“ genannt. Es bedeutet, dass in diesem Fall das Flugzeug gelandet werden soll aber auf irgendeinem Grund wird die Landung abgebrochen. So, das Flugzeug steigt und fliegt wieder mit einer bestimmten Prozedur. Unter der Bedingung der Landeklappen in der Landstellung befindet und das Fahrwerk noch ausgefahren ist, soll das Flugzeug trotzdem steigen. In dieser Bedingung soll das Triebwerk einen genug Kraft bzw. Schub erzeugt, damit das Flugzeug sicher manövriert werden kann.

CS (JAR) 25.121 Climb: one-engine-inoperative
 (d) Discontinued Approach. ... the steady gradient may not be less than

- 2.1% for two-engined aeroplanes,
- 2.4% for three-engined aeroplanes and
- 2.7% for four-engined aeroplanes, with -

- (1) The critical engine inoperative, the remaining engines at the available take-off power or thrust;
- (2) The maximum landing weight; and
- (3) A climb speed established in connection with normal landing procedures [das wären $1.3 V_S$], but not exceeding $1.5 V_S$.
- (4) Landing gear retracted. *

* Ziffer (4) gibt es nur in den CS (JAR)-25 nicht in den FAR Part 25 !!!

Nach CS (JAR) 25 werden die Zulassungsvorschriften zu den Anforderungen beim Durchstartmanöver angegeben. Obwohl der Rechengang beim Durchstartmanöver ähnlich ist wie im 2.Segment, muss bei der Berechnung der Gleitzahl wegen unterschiedlichen Bedingungen beachtet werden.

Der Fahrwerkwiderstand $\Delta C_{D,gear}$ beim Durchstartmanöver wird in der Zulassungsvorschriften nach FAR Part 25 bzw. CS (JAR) 25 definiert. Der Unterschied zwischen den beiden Zulassungen ist, dass nach CS (JAR) 25 das Fahrwerk noch ausgefahren ist und nach FAR Part 25 eingefahren ist. In dem Fall, wenn das Fahrwerk ausgefahren ist, kann der Fahrwerkwiderstand $\Delta C_{D,gear}$ nach Näherungsverfahren nach [Loftin 80] bzw. $\Delta C_{D,gear} = 0,015$ in Gleichung (2.22) einsetzen.

Nach einer Einsetzung der Gleichung (2.17) in Gleichung (2.18) folgt dann Gleichung (2.24) raus:

$$C_L = \frac{C_{L,max,L}}{1,69} \quad (2.24)$$

Befindet das Flugzeug beim Durchstartmanöver mit Landekonfiguration, deswegen wird der maximalen Auftriebsbeiwert bei der Landung $C_{L,max,L}$ in Gleichung (2.24) verwendet, um der Auftriebsbeiwert beim Durchstartmanöver C_L zu bestimmen.

Außerdem ist der Steiggradient γ nach CS (JAR) 25 – Durchstartmanöver im Vergleich zum 2.Segment ganz unterschiedlicher Wer. Von allen Bedingungen kommt das erforderliche Schub-Gewichtsverhältnis:

$$\frac{T_{TO}}{m_{ML} \cdot g} = \left(\frac{N}{N-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) \quad (2.25)$$

Die Gleichung (2.25) bezieht sich auf die maximale Landemasse. Damit das Schub-Gewichtsverhältnis sich auf die maximale Startmasse bezieht, muss die Gleichung (2.25) noch mit dem Massenverhältnis m_{ML}/m_{MTO} multipliziert werden.

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{T_{TO}}{m_{ML} \cdot g} \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \quad (2.26)$$

Die Zusammensetzung der Gleichung (2.25) und (2.26) folgt dann eine neue Gleichung, mit der ein Minimalwert des Schub-Gewichtsverhältnisses beim Durchstartmanöver bestimmen kann. Es ist:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{N}{N-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \quad (2.27)$$

Das Massenverhältnis m_{ML}/m_{MTO} wird von Tabelle 1 beziehungsweise vom Kapitel „Landestrecke“ angenommen.

2.5 Reiseflug

Im Reiseflug wird das Flugzeug als ein stationären Geradenausflug betrachtet, der wie in Abbildung (2.6) dargestellt wird.

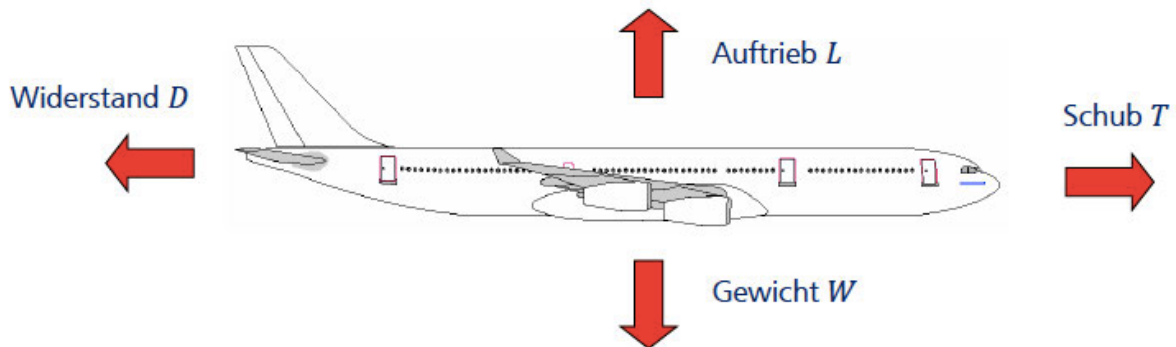


Abbildung 7:Kraftrichtung des Flugzeugs im Reiseflug [Wagner 2021]

Von Abbildung (7) können als allererst zwei Gleichungen getroffen:

- Auftrieb L ist gleich Gewicht W
- Schub T ist gleich Widerstand D

Mit diesen Bedingungen können die Flächenbelastung und das Schub-Gewichtsverhältnis durch eine Umwandlung ermitteln, die sich aus zwei unterschiedlichen Gleichungen ergeben. Obwohl sind die beiden Gleichungen von der Flughöhe abhängig, wird die Flächenbelastung separat vom Schub-Gewichtsverhältnis berechnet. In dieser Arbeit wird die Flughöhe h bis zu 15km mit dem Inkrement jede 1km definiert.

2.5.1 Schub-Gewichtsverhältnis

Im Reiseflug gilt es dann die Bedingung, dass der Schub gleich Widerstand ist.

$$T_{CR} = D_{CR} = \frac{m_{MTO} \cdot g}{L/D} \quad (2.28)$$

Es ist selbstverständlich, dass die tatsächliche Masse im Reiseflug geringer ist als Startmasse. Bei der Berechnung wird die Startmasse angenommen als eine Sicherheitsreserve. Durch den Startschub T_{TO} wird die Gleichung (2.28) geteilt und dann umformuliert. Es ergibt sich:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{\left(\frac{T_{CR}}{T_{TO}}\right) \cdot L/D} \quad (2.29)$$

T_{CR}/T_{TO} ist abhängig von Nebenstromverhältnis μ (by-pass-ratio, BPR) und Reiseflughöhe h_{CR} . Die Berechnung kann mit Gleichung (2.30) und (2.31) erfolgen.

Reiseflughöhe in km:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = (0,0013\mu - 0,0397) \frac{1}{km} \cdot h_{CR} - 0,0248\mu + 0,7125 \quad (2.30)$$

Reiseflughöhe in ft:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = (3,962 \cdot 10^{-7}\mu - 1,210 \cdot 10^{-5}) \frac{1}{ft} \cdot h_{CR} - 0,0248\mu + 0,7125 \quad (2.31)$$

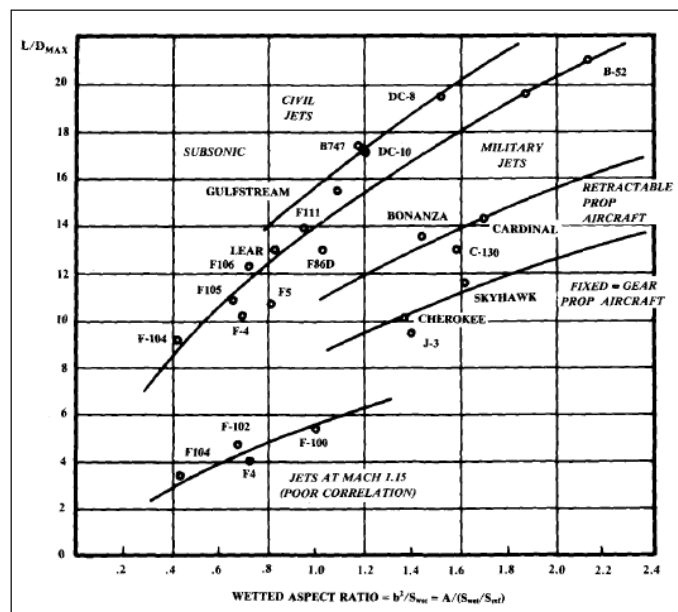


Abbildung 8: Abschätzung der Gleitzahl aus Flügelstreckung, benetzter Oberfläche und Flügelfläche. [Raymer 89]

Die Gleitzahl L/D (oder auch oft als E bezeichnet) kann nach einer Methode von **Raymer 89** bestimmen. Von Abbildung (8) wird eine Funktion $y = \sqrt{x}$ ermittelt. Nach einer Herleitung ergibt sich:

$$(L/D)_{max} = E_{max} = k_E \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_W}} \quad (2.32)$$

Mit:

$$k_E = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \cdot e}{c_f}} \quad (2.33)$$

Scholz definiert $\bar{c}_f = 0,003$ und nach **Loftin 80** beträgt der Parameter k_E gleich 14,9. Es besteht darin, dass **Loftin** bei der Auswahl von Oswald-Faktor $e = 0,85$ im Reiseflug genommen hat.

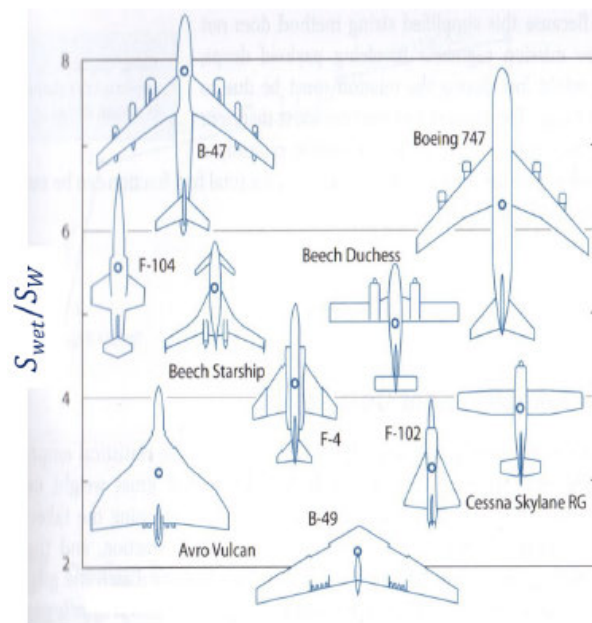


Abbildung 9: Flugzeugformen und ihre relative benetzte Oberfläche S_{wet}/S_W [Raymer 89]

Außerdem kann dann die relative benetzte Oberfläche S_{wet}/S_W nach einer Statistik von verschiedenen Flugzeugformen (Abbildung 9) zwischen 6,0...6,2 abgeschätzt werden.

$$\frac{C_L}{C_{L,md}} = \frac{1}{\left(\frac{V}{V_{md}}\right)^2} \quad (2.34)$$

Das Verhältnis des Auftriebsbeiwerts $C_L/C_{L,md}$ im Reiseflug mit geringstem Widerstand wird durch Einsetzung des Verhältnisses V/V_{md} in Gleichung (2.34) ermittelt. Der Betrag des Verhältnisses V/V_{md} für viele Flugzeuge kann zwischen 1,0....1,316 abgeschätzt werden.

Somit ist die tatsächliche Gleitzahl (Gleichung 2.35):

$$L/D = E = \frac{2 \cdot E_{max}}{\left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right) + \left(\frac{C_L}{C_{L,md}}\right)} \quad (2.35)$$

Nun kann die Gleichung (2.29) bzw. Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ mit allen vorhandenen Parametern (L/D und T_{CR}/T_{TO}) problemlos berechnet werden.

2.5.2 Flächenbelastung

Mit der Bedingung, dass im Reiseflug der Auftrieb L gleich Fluggewicht W ist, kann die Flächenbelastung beim Flug bestimmen.

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot q}{g} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{q}{M^2} \quad (2.36)$$

Gleichung (2.36) besteht aus Staudruck q , der im Prinzip aus $q = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2$ berechnet. M bezeichnet die Machzahl (*mach number*) und kann durch eine Aufteilung von Geschwindigkeit V und Schallgeschwindigkeit a bestimmen. Es gilt:

$$\frac{q}{M^2} = \frac{1/2 \cdot \rho \cdot V^2}{V^2/a^2} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot a^2 \quad (2.37)$$

Mit Zusammenhang der Schallgeschwindigkeit a aus Thermodynamik:

$$a^2 = \gamma \cdot \frac{p}{\rho} \quad (2.38)$$

Der Isentropenexponent γ wird oft in der deutschen Literatur als κ bezeichnet. Für die Luft beträgt $\gamma = \kappa = 1,4$. Gleichung (2.38) in Gleichung (2.37) einsetzen, ergibt:

$$\frac{q}{M^2} = \frac{1}{2} \cdot \gamma \cdot p(h) \quad (2.39)$$

Gleichung (2.39) eingesetzt in Gleichung (2.36), gilt dann für die Flächenbelastung:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{\gamma}{2} \cdot p(h) \quad (2.40)$$

Der Druck p in Gleichung (2.40) ist abhängig mit Flughöhe h . In Aerodynamik wird der Druck p aus der Standardatmosphäre berechnet. Bei der Druckberechnung soll beachtet werden, dass für die Höhe h bis 11km die polytrope Gleichung gilt und zwischen 11km bis 20km wird die isotherme Gleichung verwendet.

Polytrope Atmosphäre: $0m < H < 11000m$

$$p(h) = p_0 \cdot \left[1 - \frac{n-1}{n} \cdot \frac{H}{H_0} \right]^{\frac{n}{n-1}} \quad (2.41)$$

Mit: $n = 1,235$ (Polytropenexponent)
 $H_0 = 8434m$
 $p_0 = 1,01325 \cdot 10^5 Pa$

Einsetzen alle Parameter in Gleichung (2.41), ergibt sich:

$$p(h) = 1,01325 \cdot 10^5 Pa \cdot \left[1 - 0,19028 \cdot \frac{H}{8434m} \right]^{5,25532} \quad (2.42)$$

Isotherme Atmosphäre: $11000m < H < 20000m$

$$p(h) = p_1 \cdot e^{-\left(\frac{H-11000m}{H}\right)} \quad (2.43)$$

Mit: $H_1 = 6342m$
 $p_1 = 2,2632 \cdot 10^4 Pa$

Einsetzen alle Parameter in Gleichung (2.43), ergibt sich:

$$p(h) = 2,2632 \cdot 10^4 Pa \cdot e^{-\left(\frac{H-11000m}{6342m}\right)} \quad (2.44)$$

Die Gleichung (2.42) und Gleichung (2.44) wird dann in Gleichung (2.40) je nach Flughöhe einsetzen, somit kann die Flächenbelastung im Flug berechnet.

Die einzelnen Ergebnisse aus dieser separaten Berechnung von Flächenbelastung m_{MTO}/S_W und Schub-Gewichtverhältnis $T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ werden in einer Tabelle hinzugefügt und in Entwurfsdiagramm als eine Kurve dargestellt.

2.6 Entwurfsdiagramm

Die Ergebnisse aller fünf Flugphasen werden zusammen in der Entwurfsdiagramm dargestellt. Dieses Diagramm ist eine zweidimensionale Darstellung, von diesem die Flächenbelastung sowie Schub-Gewichtverhältnis je nach Auswahl der Optimierung abgelesen wird.

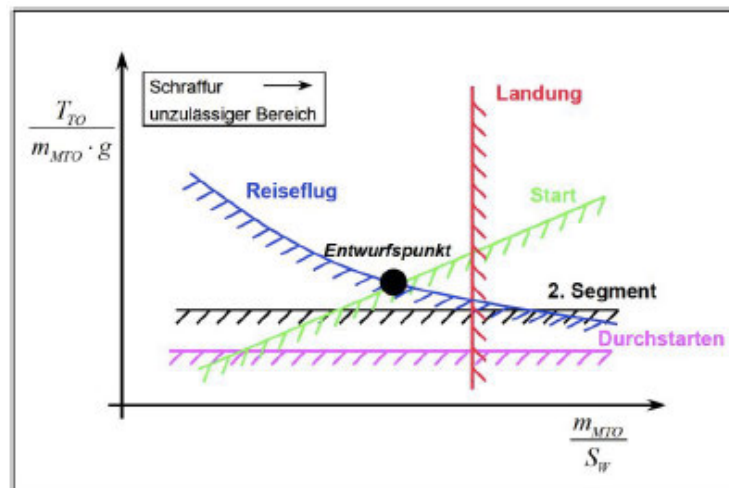


Abbildung 10: Ein Beispiel von Entwurfsdiagramm mit Entwurfspunkt nach 1. Priorität [Scholz 99]

Für die Auswahl der Optimierung, gibt es zwei Möglichkeiten:

- 1. *Priorität: möglichst geringes Schub-Gewichtverhältnis*
- 2. *Priorität: möglichst hohe Flächenbelastung*

Die Auswahlbereich soll hoher als Mindestwert aller Phase.

2.7 Maximale Startmasse

Nach der Auswahl der Optimierung kann die Flächenbelastung m_{MTO}/S_W sowie Schub-Gewichtverhältnis $T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ durch einen Entwurfsunkt direkt abgelesen werden. Diese zwei Parameter sind zur Berechnung der maximalen Startmasse verbraucht.

Die maximale Startmasse besteht aus max. Nutzlast m_{MPL} , Kraftstoffmasse m_F sowie Betriebsleermasse m_{OE} . Nach einer Formulierung ist es:

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} \quad (2.45)$$

Loftin hat die relative Zuladung durch eine statistische Auswertung von verschiedenen Transportflugzeugen betrachtet. Mit diesen Daten wird die Gleichung (2.46) erstellt und die Betriebsleermassenanteil m_{OE}/m_{MTO} kann durch eine Einsetzung ausgewähltes Schub-Gewichtverhältnisses $T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ in dieser Gleichung berechnet.

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0,23 + 1,04 \cdot \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \quad (2.46)$$

Der Kraftstoffanteil m_F/m_{MTO} ist abhängig mit der Flugmission (Abbildung 11). Es liegt bei der Berechnung von *mission fuel fraction* M_{ff} . Der einzelne Wert der Flugmission kann direkt in Tabelle 2 [Roskam I] gelesen.

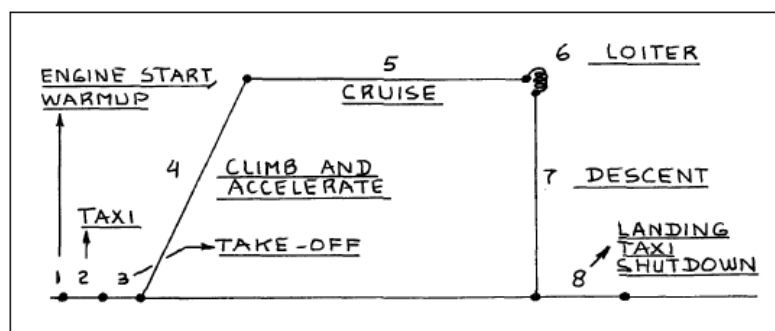


Abbildung 11: Typische Flugphasen einer zivilen Transportmission [Roskam I]

Mission Phase No. Airplane Type:	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
	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.

Tabelle 2: Mission segment mass fraction [Roskam I]

Nach der Umformung der Gleichung von gesamtem verbrauchtem Kraftstoff gilt dann eine Gleichung mit *mission fuel fraction* M_{ff} :

$$m_F = m_{MTO} \cdot (1 - M_{ff}) \quad (2.47)$$

bzw.

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = (1 - M_{ff}) \quad (2.48)$$

In Tabelle 2 fehlt noch *mission fuel fraction* beim Reiseflug $M_{ff,CR}$ (cruise), Warteschleife $M_{ff,LOI}$ (loiter) sowie Reserveflug $M_{ff,RES}$ (reserve). Diese drei Massenverhältnisse werden mithilfe der Reichweitenfaktor B_S (Breguet range factor) bzw. Zeitfaktor B_t berechnet.

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{S_{CR}}{B_S}} \quad (2.49)$$

Das Massenverhältnis für den Reiseflug wird mit Gleichung (2.49) nach [Scholz 99] berechnet. Wobei ist S_{CR} eine Auslegungsreichweite (zurückgelegte Flugstrecke), wo das Flugzeug mit max. Passagiere befindet.

Außerdem kann das Massenverhältnis für Reserveflug $M_{ff,RES}$ (reserve) sowie Warteschleife $M_{ff,LOI}$ (loiter) mit Gleichung (2.50) und (2.51) berechnen.

$$M_{ff,RES} = e^{-\frac{s_{reserve}}{B_s}} \quad (2.50)$$

$$M_{ff,LOI} = e^{-\frac{t_{loiter}}{B_t}} \quad (2.51)$$

Dabei ist:

- Erforderliche zusätzliche Reserveflugstrecke $s_{reserve}$ nach FAR Part 121
- Loiterszeit t_{loiter} nach FAR Part 121

Diese Werte (Tabelle 3) hängen von Art des Flugs, der als Inlandsflug (domestic flight) oder internationaler Flug (international flight) kategorisiert.

	Art des Flugs	
	Domestic	International
t_{loiter}	2700s	1800s
$s_{reserve}$	370400m	0,10·R+370400m

Tabelle 3: erforderliche zusätzliche Flugstrecke und Flugzeit im Warteflug nach [FAR Part 121]

Die Berechnung der Reichweitenfaktor B_s (Breguet range factor) wird unter zwei Bedingungen beachtet. Es ist nach Triebwerkstyp zu entscheiden.

Für Jets Flugzeug:

$$B_s = \frac{\frac{L}{D} \cdot v}{SFC_T \cdot g} \quad (2.52)$$

Für Propellerflugzeug:

$$B_s = \frac{\frac{L}{D} \cdot \eta}{SFC_P \cdot g} \quad (2.53)$$

In obigen Gleichungen bezeichnet SFC_T als schubspezifische Kraftstoffverbrauch und SFC_P als leistungsspezifische Kraftstoffverbrauch. Diese Werte können von Tabelle (4) und (5) angenommen werden oder auch in dieser Arbeit mit beliebigem Wert eingeben.

SFC_T	Reiseflug		Warteflug	
	lb/lb/h	mg/N/s	lb/lb/h	mg/N/s
TL	0.9	25.5	0.8	22.7
ZTL, niedriges Nebenstromverhältnis	0.8	22.7	0.7	19.8
ZTL, hohes Nebenstromverhältnis	0.5	14.2	0.4	11.3

Tabelle 4: spezifischer Kraftstoffverbrauch SFC_T für Jets nach [Raymer 89]

	Reiseflug			Warteflug		
	SFC_P		η	SFC_P		η
	lb/hp/h	mg/W/s	-	lb/hp/h	mg/W/s	-
Propeller am Kolbenmotor (Festpropeller)	0.4	0.068	0.8	0.5	0.085	0.7
Propeller am Kolbenmotor (Verstellpropeller)	0.4	0.068	0.8	0.5	0.085	0.8
PTL (turbo prop)	0.5	0.085	0.8	0.6	0.101	0.8

Tabelle 5: spezifischer Kraftstoffverbrauch SFC_P und Propellerwirkungsgrad η für Propellerflugzeuge nach [Raymer 89]

Der Zeitfaktor B_t ist im Prinzip der Reichweitenfaktor B_s geteilt durch Fluggeschwindigkeit V . Es ist:

$$B_t = \frac{B_s}{V} \quad (2.54)$$

Die Fluggeschwindigkeit V in Gleichung (2.54) kann nach einer Auslegungsgröße direkt in der Gleichung einsetzen oder manuell berechnet.

Für die Ermittlung der Fluggeschwindigkeit V muss allererst das Schubverhältnis T_{CR}/T_{TO} durch eine Umformung der Gleichung (2.29) bestimmen. Es ergibt sich:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot \frac{L}{D}} \quad (2.55)$$

$$h_{CR} = \frac{\frac{T_{CR}}{T_{TO}} - 0,7125 + 0,0248 \cdot \mu}{0,0013 \cdot \mu - 0,0397} \quad (2.56)$$

Das Ergebnis der Gleichung (2.55) in Gleichung (2.56) einsetzen, so erhalten wir die tatsächliche Reiseflughöhe h_{CR} .

Ist die Reiseflughöhe h_{CR} schon bekannt gegeben, wird dann direkt in Gleichung (2.57) einsetzen, damit die Temperatur bei der Reiseflughöhe ermitteln kann.

$$T = 288,15K - 0,0065 \cdot h_{CR} \quad (2.57)$$

Der Schallgeschwindigkeit a in Flughöhe h_{CR} ist mit der Temperatur abhängig, so kann diese Temperatur als Eingangsgröße in Gleichung (2.58) verwenden.

$$a = \sqrt{T \cdot \kappa \cdot R} \quad (2.58)$$

Als Parameter für Gleichung (2.58) sind κ und R . Dabei ist R eine spezifische Gaskonstante, die für trockene Luft $287,1J/kg \cdot K$ beträgt. Nun kann die Reisefluggeschwindigkeit V mit der Schallgeschwindigkeit a und Reiseflugmachzahl M als die Eingangsgröße ermittelt werden.

$$V = a \cdot M \quad (2.59)$$

Mit Gleichung (2.59) ist die Fluggeschwindigkeit V bekannt, so können die Reichweitenfaktor B_s und Zeitfaktor B_t bearbeiten.

2.8 Startschub

Das Startschub kann durch eine Multiplikation des ausgelesenen Schub-Gewichtsverhältnisses $T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ von Entwurfsdiagramm mit der bekannten maximalen Startmasse m_{MTO} und Erdbeschleunigung g erfolgen.

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) \quad (2.60)$$

2.9 Flügelfläche

Genauso wie bei der Ermittlung des Startschub, ist die max. Startmasse m_{MTO} für die Berechnung der Flügelfläche S_W verbraucht. Es ist aber in diesem Fall, dass die bekannte maximale Startmasse m_{MTO} mit der ausgelesenen Flächenbelastung geteilt wird.

$$S_W = \frac{m_{MTO}}{\left(\frac{m_{MTO}}{S_W}\right)} \quad (2.61)$$

2.10 Betriebsleermasse

Die Gleichung (2.46) bzw. Betriebsleermassenanteil m_{OE}/m_{MTO} wird mit der bekannten maximalen Startmasse m_{MTO} multipliziert, so kommt das Ergebnis als die Betriebsleermasse:

$$m_{OE} = \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} \quad (2.62)$$

2.11 Kraftstoffmasse

Die Kraftstoffmasse kann durch eine Multiplikation von Kraftstoffanteil m_F/m_{MTO} mit der bekannten maximalen Startmasse m_{MTO} bestimmen. Es ist:

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

3. Lösungsprinzipien und Algorithmen

3.1 Bearbeitungsmethode

Wie bereits im Kapitel Grundlagen der Dimensionierung beschreibt, besteht der Flug aus fünf verschiedenen Phasen, von diesen die Gleichungen zur Massenberechnung, Schub und Flügelfläche bearbeiten können. In dieser Arbeit wird die Berechnung des

Dimensionierungsablaufs mit Matlab App Designer durchgeführt. Der Aufbau der Programmierung wird in der Reihenfolge bearbeitet. Es folgt:

- Landung
- Start
- 2.Segment
- Durchstartmanöver
- Reiseflug
- Entwurfsdiagramm
- Startmasse
- Startschub
- Flügelfläche
- Betriebsleermasse
- Kraftstoffmasse

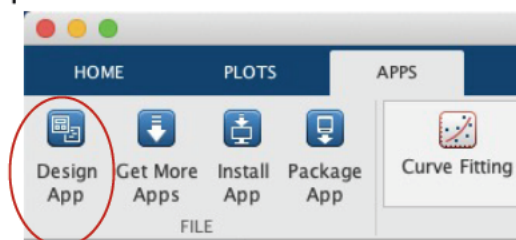
Damit bei der Erstellung des Programms einfacher ist, wird die Programmierung per Phase bearbeitet. Diese Methode ist sehr effektiv bei der Anwendung. Es liegt daran, dass vorhandene Fehlermeldung sehr schnell gefunden und sofort gelöscht wird, ohne die Programmierung anderer Phase zu beschädigen.

Um der App Designer in Matlab zu starten und programmieren, sollen die folgenden Vorgängen durchführen.

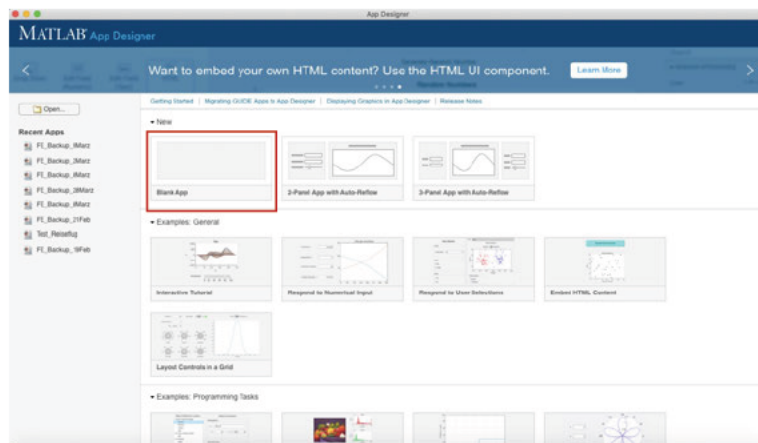
1. Aktiviere Matlab beim Klicken Matlab-Applikation.



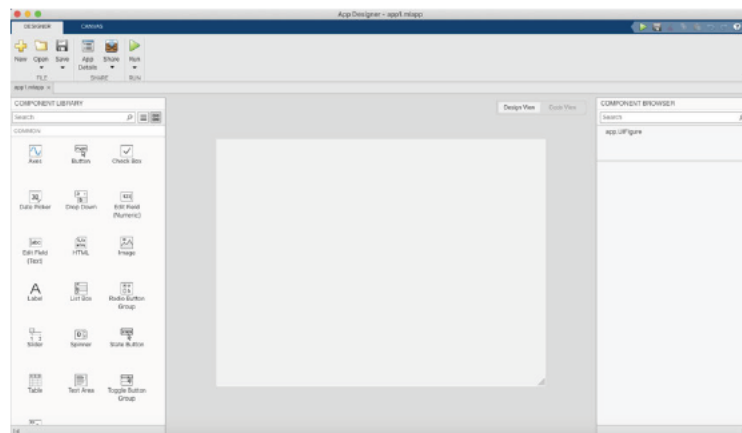
2. Klicke APPS > Design App auf linke Seite.



3. Blank App auswählen. Mit dieser Auswahl kann man mit der leeren Leinwand (canvas) arbeiten.



4. Nun kann mit der App Designer in Designansicht (design view) bzw. Codeansicht (code view) bearbeitet werden.



3.2 Eingabe

Die Eingabe der Eingangsgrößen bzw. Parameter kann mit unterschiedlichen Arten von Eingabemaske erfolgen. In dieser Arbeit werden drei verschiedene Typen von Komponentenbibliothek zu der Eingabe verwendet.

- Drop Down
- Enter Numeric Data
- Check Box

Zuallererst werden alle verbrauchten Parameter der fünf Phasen aufgelistet, damit bei dem Einfügen des Eingabefeld schneller geht.

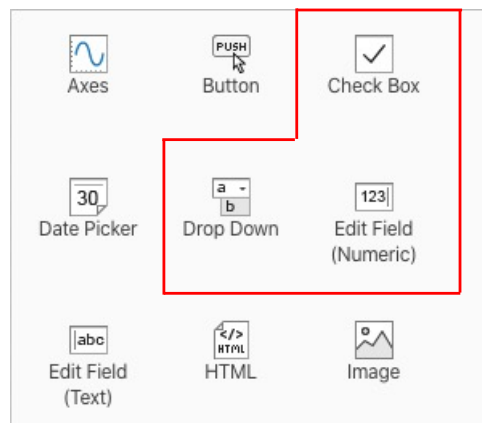


Abbildung 12:Komponentenbibliothek von Matlab App Designer

In Abbildung 12 werden die drei verbrauchte Eingabekomponenten mit roter Linie markiert. Zur Erstellung des Apps können gewählte Komponenten durch einen Klick und direkt auf Leinwand (canvas) ziehen. Ihre Position kann später problemlos gesteuert werden.

Wenn alle Eingabefelder auf Leinwand (canvas) schon fertig hinzugefügt werden, sollen sie dann auf Codeansicht programmiert werden. Somit können die eingegebene Werte in Eingabebox für die kommende programmierte Gleichungsformel als Eingangsgröße bzw. Parameter angenommen und verwendet werden.

Im Codeansicht „code view“ müssen die drei Eingabekomponenten mit folgender Syntax programmiert werden.

- Enter Numeric Data
Variable = app.Name.Value;
- Check Box
if app.Name.Value
 statements (Anweisung);
else
 statements (Anweisung);
end
- Drop Down
if (strcmp(app.Name.Value, 'Label'))
 statements (Anweisung);
else
 statements (Anweisung);
end

Das Variable bei „Enter Numeric Data“ kann entweder mit Alphabet oder einem Wort definieren und Name steht auf die Beschriftung der Eingabebox. Die if-Anweisung bei „Drop Down“ wird mit der Funktion strcmp kombiniert. Diese Funktion vergleicht im normalen Fall zwei

unterschiedliche Bedingungen und entscheidet eine Bedingung als Ergebnis. Dabei ist 'Label' der Eingabetext der Eingabemaske. Die obigen Funktionen werden für die Eingabedaten generell in allen Phasen angewendet.

3.2.1 Landung

Zur Ermittlung der Flächenbelastung bei der Landung kann mit Gleichung (2.7) und (2.9) erfolgen. Die folgende Eingangsgrößen und die Programmierung werden verbraucht:

- Höhe des Flughafens
`H = app.HohedesFlughafens.Value;`
- Sicherheitslandestrecke
`sLFL = app.Sicherheitslandestrecke.Value;`
bzw.
Landestrecke
`sL = app.Landestrecke.Value;`
- Max. Auftriebsbeiwert bei der Landung
`C_LmaxL = app.AuftriebsbeiwertbeiderLandung.Value;`
- Reichweite
`Reichweite = app.Reichweite.Value;`
- Triebwerkstyp
`if (strcmp(app.Triebwerkstyp.Value, 'Jet'))`
 Sicherheitsfaktor =1.667;
 `else`
 Sicherheitsfaktor =1.429;
`end`

3.2.2 Startstrecke

Beim Startflug wird das Verhältnis von Schub-Gewicht und Flächenbelastung berechnet, das mit Gleichung (2.8) bearbeiten kann. Die fehlenden Parameter bzw. Programmierung sind:

- Sicherheitsstartstrecke
`sTOFL = app.Sicherheitslstartstrecke.Value;`
- Max. Auftriebsbeiwert beim Start
`C_LmaxT0 = app.AuftriebsbeiwertbeimStart.Value;`
- Höhe des Flughafens
Dieser Parameter ist schon bereit bei der Landung gegeben.

3.2.3 2.Segment und Durchstartmanöver

Die Gleichung (2.13) berechnet das Schub-Gewichtsverhältnis beim 2.Segment. Die verbrauchten Parameter sind Anzahl der Triebwerke N , Flügelstreckung A und Steigwinkel γ . In diesem Fall ist die Programmierung viel effektiver, wenn bei der Eingabe von Steigwinkel γ und Triebwerke N ein „Drop Down“ angewandt wird und in Codeansicht mit der if-Verzweigung programmiert.

- Anzahl des Triebwerks und Steigwinkel

```
if (strcmp(app.AnzahlderTriebwerke.Value, '2'))
    N = 2;
    Steigwinkel_2Segment = 0.024;
    Steigwinkel_start = 0.021;
elseif (strcmp(app.AnzahlderTriebwerke.Value, '3'))
    N = 3;
    Steigwinkel_2Segment = 0.027;
    Steigwinkel_start = 0.024;
else
    N = 4;
    Steigwinkel_2Segment = 0.030;
    Steigwinkel_start = 0.027;
end
```
- Flügelstreckung

```
A = app.Streckung.Value;
```

Außerdem soll auch der max. Auftriebsbeiwert beim Start zur Ermittlung des Auftriebsbeiwerts beim 2.Segment belegen. Der Wert ist schon bekannt gegeben und kann direkt in der Gleichung programmiert.

```
CL_2Segment = C_LmaxTO / 1.44;
if CL_2Segment >= 1.1
    C_Dflap_2Segment = (0.05 * CL_2Segment) - 0.055;
else
    C_Dflap_2Segment = 0;
end
```

Die obigen Funktionen werden auch für die Berechnung des Schub-Gewichtsverhältnisses beim Durchstartmanöver bzw. Gleichung (2.26) verwendet. Es fehlt nur die Reichweite R zur

Entscheidung des Massenverhältnisses m_{ML}/m_{MTO} und die Zulassungsbasis zur Entscheidung des Fahrwerkwiderstands.

Weil bei der Landung die Reichweite R schon bekannt gegeben ist, braucht dann in diesem Schritt keine Eingabe der Reichweite mehr. Das Massenverhältnis m_{ML}/m_{MTO} definiert in Programmierung:

```
if Reichweite <= 3700
    Massenverhaeltniss = 0.91;
elseif (Reichweite > 3700) && (Reichweite <= 5600)
    Massenverhaeltniss = 0.82;
else
    Massenverhaeltniss = 0.73;
end
```

Für die Zulassungsbasis folgt:

```
if (strcmp(app.Zulassungsbasis.Value, 'CS-25'))
    C_Dgear = 0;
else
    C_Dgear = 0.015;
end
```

Ähnlich wie beim 2.Segment, wird beim Durchstartmanöver andere Sicherheitsfaktor und Auftriebsbeiwert angenommen. In dieser Phase wird der max. Auftriebsbeiwert bei der Landung zur Ermittlung des Auftriebsbeiwerts beim Durchstartmanöver eingesetzt.

```
CL_Durchstart = C_LmaxL / 1.69;
if CL_Durchstart >= 1.1
    C_Dflap_Durchstart = (0.05 * CL_Durchstart) - 0.055;
else
    C_Dflap_Durchstart = 0;
end
```

3.2.4 Reiseflug

Im Reiseflug wird die Flächenbelastung m_{MTO}/S_W und Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$ mit Gleichung (2.29) und (2.40) separat ermittelt. Die Berechnung verbraucht viele

Eingangsgroße, die von Eingabebox durch eine Programmierung angenommen werden können. Der bekannte Parameter ist die Flügelstreckung A , der in vorheriger Funktion bzw. bei 2.Segment schon eingegeben ist. Die fehlenden Eingangsgrößen sind:

- Nebenstromverhältnis
BPR = app.Nebenstromverhaeltnis.Value;
- relative benetzte Oberfläche
benetzte_Oberflaeche = app.RelativebenetzteOberflaeche.Value;
- Geschwindigkeit Verhältnis
Geschwindigkeit_Verhaeltnis = app.Geschwindigkeitsverhaeltnis.Value;
- Machzahl
M = app.Machzahl.Value;
- Maximale Nutzlast
mMPL = app.MaximaleNutzlast.Value;

3.3 Umsetzung der Gleichung

Diese entwickelte App ermöglicht, dass mit der Eingabe des Ergebnisses alle vier Phasen (Landung, Start, 2.Segment, Durchstartmanöver) ein ausgewählte Parameter von jeder Phase automatisch ermittelt werden kann. Damit diese Anforderung erfüllt wird, wird in dieser Arbeit die *if-Anweisung* verwendet.

3.3.1 Landung

Die Eingangsgrößen bei der Landung sind der max. Auftriebsbeiwert $C_{L,max,L}$ und die Sicherheitslandestrecke s_{LFL} bzw. Landestrecke s_L . Es soll dann bei der Eingabe der Flächenbelastung bei der Landung m_{MTO}/S_W einen von drei ausgewähltem Parameter automatisch ermitteln.

```

324 % FLUGPHASEN BERECHNUNG
325 % 1. FUNKTION: LANDING
326 % FLÄCHENBELASTUNG BEI DER LANDING
327 % Das Ergebnis ist gegeben und Auftriebsbeiwert nicht bekannt
328 if app.ERGEBNISLanding.Value > 0 && app.AuftriebsbeiwertbeiderLanding.Value == 0
329 -   if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
330     % gegebene Flächenbelastung bei der Landing
331     Flaechenbelastung_Landung1 = app.ERGEBNISLanding.Value;
332 -   Flaechenbelastung_Landung = Flaechenbelastung_Landung1 / 0.204816;
333     % Auftriebsbeiwerts bei der Landing
334 -   C_LmaxL = (Flaechenbelastung_Landung * Massenverhaeltniss) / (k_L * Sigma * sLFL);
335     % Ausgabe des Auftriebsbeiwerts bei der Landing
336     app.AuftriebsbeiwertbeiderLanding.Value = C_LmaxL;
337 -   else
338     % gegebene Flächenbelastung bei der Landing
339 -   Flaechenbelastung_Landung = app.ERGEBNISLanding.Value;
340     % Auftriebsbeiwerts bei der Landing
341     C_LmaxL = (Flaechenbelastung_Landung * Massenverhaeltniss) / (k_L * Sigma * sLFL);
342     % Ausgabe des Auftriebsbeiwerts bei der Landing
343     app.AuftriebsbeiwertbeiderLanding.Value = C_LmaxL;
344 -   end
345
346 % Auftriebsbeiwert bei Durchstart
347 -   CL_Durchstart = C_LmaxL / 1.69;
348     % Anweisung für Klappewiderstand
349 -   if CL_Durchstart >= 1.1
350     C_Dflap_Durchstart = (0.05 * CL_Durchstart) - 0.055;
351 -   else
352     C_Dflap_Durchstart = 0;
353 -   end
354
355 % Lande - bzw. Sicherheitslandestrecke nicht bekannt
356 elseif app.Landestrecke.Value == 0 && app.Sicherheitslandestrecke.Value == 0
357 -   if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
358     % gegebene Flächenbelastung bei der Landing
359     Flaechenbelastung_Landung1 = app.ERGEBNISLanding.Value;
360 -   Flaechenbelastung_Landung = Flaechenbelastung_Landung1 / 0.204816;
361     sLFL = (Flaechenbelastung_Landung * Massenverhaeltniss) / (k_L * Sigma * C_LmaxL);
362     % Ausgabe der Sicherheitslandestrecke
363 -   app.Sicherheitslandestrecke.Value = sLFL * 3.28084;
364     % Ausgabe der Landestrecke
365 -   app.Landestrecke.Value = (sLFL * 3.28084) / Sicherheitsfaktor;
366 -   else
367     % gegebene Flächenbelastung bei der Landing
368 -   Flaechenbelastung_Landung = app.ERGEBNISLanding.Value;
369     % Sicherheitslandestrecke
370 -   sLFL = (Flaechenbelastung_Landung * Massenverhaeltniss) / (k_L * Sigma * C_LmaxL);
371     % Ausgabe der Sicherheitslandestrecke
372 -   app.Sicherheitslandestrecke.Value = sLFL;
373     % Ausgabe der Landestrecke
374 -   app.Landestrecke.Value = sLFL / Sicherheitsfaktor;
375 -   end
376 -   else
377     % Flächenbelastung bezüglich Landemasse
378 -   Flaechenbelastung_ML = k_L * Sigma * sLFL * C_LmaxL;
379     % Flächenbelastung bezüglich max. Startmasse
380 -   Flaechenbelastung_Landung = Flaechenbelastung_ML / Massenverhaeltniss;
381 -   end

```

Abbildung 13: Programmierung für die Landing

In Abbildung 13 ist die Programmierung zur Berechnung der Flächenbelastung bei der Landing. Der erste logische Ausdruck in Zeile 328 und die Anweisung in Zeile 329 bis 344 ist zur Ermittlung des max. Auftriebsbeiwerts $C_{L,max,L}$ mit gegebener Flächenbelastung als gesuchter Parameter. Diese Funktion ist nochmal mit der if-Verzweigung wegen der möglichen Abwechslung der Einheit eingesetzt.

Mit der neuen Auftriebsbeiwert $C_{L,max,L}$ soll dann der neuen Auftriebsbeiwert beim Durchstartmanöver berechnet werden (Zeile 346 bis 353).

Der zweite logische Ausdruck in Zeile 356 und die Anweisung in Zeile 357-375 definiert die Berechnung der Sicherheitslandestrecke s_{LFL} bei der Eingabe des Flächenbelastung bei der Landing m_{MTO}/S_W . Die normale Gleichung liegt dann in Zeile 377-380.

3.3.2 Start

Startflug liefert das Verhältnis von Schub-Gewichts und Flächenbelastung als Ergebnis (Gleichung 2.8). Bei der Eingabe des Ergebnisses soll automatisch der unbekannte Parameter ermittelt werden können. Diese Parameter sind die Sicherheitsstartstrecke s_{TOFL} und die max. Auftriebsbeiwert beim Start $C_{L,max,TO}$.

```
384 % 2. FUNKTION: START
385 % STARTVERHÄLTNIS
386 % Das Ergebnis ist gegeben und Auftriebsbeiwert nicht bekannt
387 if app.ERGEBNISbeimStart.Value > 0 && app.AuftriebsbeiwertbeimStart.Value == 0
388 -   if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
389     % Startverhältnis
390     Startverhaeltnis1 = app.ERGEBNISbeimStart.Value;
391 -     Startverhaeltnis = Startverhaeltnis1/4.88243;
392     % Auftriebsbeiwert beim Start
393 -     C_LmaxTO = k_TO / (sTOFL*Sigma*Startverhaeltnis);
394     % Ausgabe von Auftriebsbeiwert beim Start
395     app.AuftriebsbeiwertbeimStart.Value = C_LmaxTO;
396 -   else
397     % Startverhältnis
398 -     Startverhaeltnis = app.ERGEBNISbeimStart.Value;
399     % Auftriebsbeiwert beim Start
400     C_LmaxTO = k_TO / (sTOFL*Sigma*Startverhaeltnis);
401     % Ausgabe von Auftriebsbeiwert beim Start
402     app.AuftriebsbeiwertbeimStart.Value = C_LmaxTO;
403 -   end
404
405 % Auftriebsbeiwert bei 2.Segment
406 - CL_2Segment = C_LmaxTO / 1.44;
407 % Anweisung für Klappewiderstand
408 - if CL_2Segment >= 1.1
409 -   C_Dflap_2Segment = (0.05 * CL_2Segment) - 0.055;
410 - else
411 -   C_Dflap_2Segment = 0;
412 - end
413
414 % Das Ergebnis ist gegeben und Sicherheitsstartstrecke nicht bekannt
415 elseif app.ERGEBNISbeimStart.Value > 0 && app.Sicherheitsstartstrecke.Value == 0
416 -   if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
417     % Startverhältnis
418     Startverhaeltnis1 = app.ERGEBNISbeimStart.Value;
419 -     Startverhaeltnis = Startverhaeltnis1/4.88243;
420     % Sicherheitsstartstrecke
421 -     sTOFL = k_TO / (Sigma*C_LmaxTO*Startverhaeltnis);
422     % Ausgabe der Sicherheitsstartstrecke
423     app.Sicherheitsstartstrecke.Value = sTOFL*3.28884;
424 -   else
425     % Startverhältnis
426 -     Startverhaeltnis = app.ERGEBNISbeimStart.Value;
427     % Sicherheitsstartstrecke
428     sTOFL = k_TO / (Sigma*C_LmaxTO*Startverhaeltnis);
429     % Ausgabe der Sicherheitsstartstrecke
430     app.Sicherheitsstartstrecke.Value = sTOFL;
431 -   end
432 - else
433     % Startverhältnis
434 -     Startverhaeltnis = k_TO / (sTOFL*Sigma*C_LmaxTO);
435 -   end
436
437 % Flächenbelastung
438 x = 0:Flaechenbelastung_Landung:Flaechenbelastung_Landung*2;
439 % Schub-Gewichtsverhältnis
440 - y = Startverhaeltnis*x;
```

Abbildung 14: Programmierung für den Startflug

In Zeile 387 bis 403 in Abbildung 14 ist der logische Ausdruck und die Anweisung für die Berechnung des Auftriebsbeiwerts beim Start $C_{L,max,TO}$ bei der Eingabe des Ergebnisses. Aufgrund der möglichen Wechslung der Einheit soll in dieser Zeile mit if-Verzweigung programmiert.

Danach ist in Zeile 405 bis 412 eine programmierte Gleichung zur Berechnung des neuen Auftriebsbeiwert beim Start bzw. 2.Segment.

Der zweite logische Ausdruck in Zeile 415 sowie Anweisung in Zeile 416-431 beschreibt die Berechnungsgleichung für die Sicherheitsstartstrecke s_{TOFL} beim eingegebenen Ergebnis. Dazu liegt in Zeile 434 eine normale Berechnungsgleichung beim Start.

In Zeile 437 bis 440 ist die Programmierung für die grafische Darstellung.

3.3.3 2.Segment

In dieser Phase ist Flügelstreckung A als der einziger ausgewählter Parameter, der bei der Eingabe des Ergebnisses bzw. das Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$ berechnet werden kann. Die Hauptgleichung beim 2.Segment ist die Gleichung (2.13).

```

442
443 % 3. FUNKTION: 2.SEGMENT
444 if app.Streckung.Value == 0 && app.ERGEBNIS2Segment.Value > 0
445 % gegebenes Schub-Gewichtsverhältnis
446 SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment = app.ERGEBNIS2Segment.Value;
447 % Flügelstreckung
448 Prmr1 = (SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment*(N-1)/N) - Steigwinkel_2Segment;
449 A = CL_2Segment^2/(pi*e_aus*(Prmr1+CL_2Segment)-C_D0-C_Dflap_2Segment));
450 % Ausgabe der Flügelstreckung
451 app.Streckung.Value = A;
452 else
453 % Profilwiderstand
454 C_DP = C_D0 + C_Dflap_2Segment;
455 % InduzierteWiderstand
456 C_DI = (CL_2Segment^2)/(pi*A*e_aus);
457 % Der Widerstand
458 C_D = C_DP + C_DI;
459 % Gleitzahl 2.Segment
460 E_2_Segment = CL_2Segment / C_D;
461 % SCHUB-GEWICHTSVERHÄLTNIS BEI 2.SEGMENT
462 SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment = ((1/E_2_Segment) + Steigwinkel_2Segment) * N/(N-1);
463 end
464

```

Abbildung 15: Programmierung für 2.Segment

Im 2.Segment belegt nur einfache Umsetzung der verbrauchten Gleichung. Es soll aber so sein, dass bei der Vorgabe des Berechnungsergebnisses Flügelstreckung A ermittelt werden kann. Diese Bedingung wird dann in Zeile 445-451 umgesetzt. Außerdem ist

- Zeile 454 eine Umsetzung der Gleichung (2.22)
- Zeile 456 und 458 die Umsetzung der Gleichung (2.20)
- Zeile 460 eine Umsetzung der Gleichung (2.21)
- Zeile 462 eine Umsetzung der Gleichung (2.13)

3.3.4 Durchstartmanöver

Genauso wie beim 2.Segment liefert in dieser Phase auch das Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$ als Ergebnis und die Flügelstreckung A als ausgesuchter Parameter beim eingegebenen Ergebnis. Als klare Einsicht wird die Algorithmen des Durchstartmanöver in Abbildung 16 angezeigt.

```
465 % 4. FUNKTION: DURCHSTARTMANÖVER
466 if app.Streckung.Value == 0 && app.ERGEBNISDurchstartmanoeuver.Value > 0
467 % gegebenes Schub-Gewichtsverhältnis
468 SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart = app.ERGEBNISDurchstartmanoeuver.Value;
469 % Flügelstreckung
470 Prmr2 = ((SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart*(N-1)/N)/Massenverhaeltniss) - Steigwinkel_start;
471 A = CL_Durchstart^2/(pi*e_aus*(Prmr2*CL_Durchstart)-C_D0-C_Dflap_Durchstart-C_Dgear);
472 % Ausgabe der Flügelstreckung
473 app.Streckung.Value = A;
474
475 % 3. FUNKTION: 2.SEGMENT
476 % Profilwiderstand
477 C_DP = C_D0 + C_Dflap_2Segment;
478 % InduzierteWiderstand
479 C_DI = (CL_2Segment^2)/(pi*A*e_aus);
480 % Der Widerstand
481 C_D = C_DP + C_DI;
482 % Gleitzahl 2.Segment
483 E_2.Segment = CL_2Segment / C_D;
484 % SCHUB-GEWICHTSVERHÄLTNIS BEI 2.SEGMENT
485 SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment = ((1/E_2.Segment) + Steigwinkel_2Segment) * N/(N-1);
486
487 else
488 % Profilwiderstand
489 C_DP = C_D0 + C_Dflap_Durchstart + C_Dgear;
490 % InduzierteWiderstand
491 C_DI = (CL_Durchstart^2)/(pi*A*e_aus);
492 % Der Widerstand
493 C_D = C_DP + C_DI;
494 % Gleitzahl bei 2.Segment
495 E_Durchstart = CL_Durchstart / C_D;
496 % SCHUB-GEWICHTSVERHÄLTNIS BEI DURCHSTARTMANÖVER
497 SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart = ((1/E_Durchstart) + Steigwinkel_start) * Massenverhaeltniss * N/(N-1);
498
499 end
500
```

Abbildung 16: Programmierung für Durchstartmanöver

Der Ausdruck in Zeile 467 und Anweisung in Zeile 468 bis 474 ist die Programmierung zur Berechnung der Flügelstreckung A beim gegebenen Ergebnis und mit dieser neuen Flügelstreckung A soll das Schub-Gewichtsverhältnis beim 2.Segment aktualisieren (Zeile 476-486). Ansonsten ist die Zeile 489 bis 498 für die Umsetzung der normalen Gleichungsberechnung beim Durchstartmanöver. Die Gleichung (2.27) ist die Hauptgleichung in dieser Phase. Ansonsten ist:

- Zeile 490 eine Umsetzung der Gleichung (2.22)
- Zeile 492 und 494 die Umsetzung der Gleichung (2.20)
- Zeile 496 eine Umsetzung der Gleichung (2.21)
- Zeile 498 eine Umsetzung der Gleichung (2.27)

Der Unterschied im Vergleich mit 2.Segment ist in diese Phase alle verbrauchten Parameter bezüglich Durchstartmanöver verändert. Außerdem bei der Ermittlung des Profilwiderstands (Gleichung 2.22 bzw. Zeile 490) wird je nach Zulassungsbasis der Fahrwerkwiderstand berechnet.

3.3.5 Reiseflug

Das Ergebnis beim Reiseflug sind die Flächenbelastung m_{MTO}/S_W und Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$. Diesen werden mit Gleichung (2.40) und (2.29) separat berechnet werden. Die verbrauchten Parameter sind:

- Flügelstreckung A
- Benetzte Oberfläche S_{wet}/S_W
- Geschwindigkeitsverhältnis V/V_{md}
- Nebenstromverhältnis (by-pass-ratio) μ
- Machzahl M

```
501
502 % 5. FUNKTION: REISEFLUG
503 % Maximale Gleitzahl
504 - Emax = k_E * sqrt (A/benetzte_Oberflaeche);
505 % Auftriebsbeiwert bei max. Widerstand
506 C_Lmd = (pi * A * e_ein)/(2 * Emax);
507 % Auftriebsbeiwert im Reiseflug
508 C_L = C_Lmd/(Geschwindigkeit_Verhaeltnis^2);
509 % tat. Auftriebsbeiwert / Auftriebsbeiwert bei mit geringstem Widerstand: C_L/C_Lmd
510 - Auftriebsverhaeltnis = 1/(Geschwindigkeit_Verhaeltnis^2);
511 % Tatsächliche Gleitzahl
512 - E = (2*Emax)/((1/Auftriebsverhaeltnis)+Auftriebsverhaeltnis);
513 % Flughöhe
514 - h = 0:1:15;
515 % Schubverhaeltnis T_CR/T_TO
516 Schubverhaeltnis_Cruise = (0.0013*BPR - 0.0397)*h - (0.0248*BPR) + 0.7125;
517 % SCHUB-GEWICHTSVERHÄLTNIS BEI REISEFLUG
518 Schub_Gewichtverhaeltnis = 1./(Schubverhaeltnis_Cruise+E);
519
520 - p = zeros(1,length(h));
521 Flaechenbelastung= zeros(1,length(h));
522
523 for k = 1:length(h)
524     if h(k) <= 11
525         p(k) = p0 * (1 - ((0.19028+h(k))/h0))^5.25532;
526     else
527         p(k) = p1 * exp(-((h(k)-11)/h1));
528     end
529     %FLÄCHENBELASTUNG BEI REISEFLUG
530     Flaechenbelastung(k) = (C_L * M^2 * k_Luft * p(k)) / (2 * g);
531 end
532
```

Abbildung 17: Programmierung für Reiseflug

In Abbildung 17 ist eine programmierte Gleichung zur Berechnung der Flächenbelastung (Zeile 520 - 531) und Schub-Gewichtsverhältnis (Zeile 503 - 518). Dabei ist h in Zeile 514 ein Index mit Startwert 0, Inkrement 1, Endwert 15. Diese Werte sind in Kilometer definiert.

Die Funktion `zeros` in Zeile 520 erzeugt ein Array für die Flächenbelastung m_{MTO}/S_W und den Druck p , weil die beiden Gleichungen miteinander abhängig sind. Die Länge von Array wird dann durch Funktion `length` durchgeführt und h (Zeile 514) als die Bezugslänge. Es wird dann zur Ermittlung der Flächenbelastung in Programmierung eine *for-Schleife* sowie gleichzeitig *If-Verzweigung* verbraucht. Die Syntax der *for-Schleife* ist wie folgt:

```

for index = values
    statement;
end

```

Dabei ist die Zeile 525 und 527 die Umsetzung der Gleichung (2.42) und (2.44) für Druckberechnung, der mit Flughöhe abhängig ist.

3.3.6 Ausgewählte Flächenbelastung und Schub-Gewichtsverhältnis

Das Entwurfsdiagramm besteht aus den grafischer Ergebnisdarstellungen aller Phasen, in dem nach einer Prioritätsauslegung einen Entwurfspunkt entscheidet. Von diesem Punkt kann die Flächenbelastung m_{MTO}/S_W und Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$ abgelesen werden. Diese Werte werden später zur Berechnung der max. Startmasse als Parameter verbraucht.

```

534
535 % 6.FUNKTION: AUSGEWÄHLTE FLÄCHENBELASTUNG UND SCHUB-GEWICHTVERHÄLTNIS
536 % REISE & STARTSTRECKE
537 - [AFB1,ASG1] = polyxpoly(x,y,Flaechenbelastung,Schub_Gewichtverhaeltnis);
538
539 % LANDING & STARTSTRECKE
540 AFB2 = Flaechenbelastung_Landung;
541 - ASG2 = Flaechenbelastung_Landung * Startverhaeltnis;
542
543 % LANDING & REISE
544 - AFB3 = Flaechenbelastung_Landung;
545 ASG3 = interp1 (Flaechenbelastung,Schub_Gewichtverhaeltnis,Flaechenbelastung_Landung,'spline');
546
547 % REISE & 2.SEGMENT
548 AFB4 = interp1 (Schub_Gewichtverhaeltnis,Flaechenbelastung,SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment,'spline');
549 - ASG4 = SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment;
550
551 % REISE & LANDING (1.&2.Priorität nicht möglich) - Fall 1
552 - if all(Flaechenbelastung_Landung < AFB1) && all(Flaechenbelastung_Landung < AFB4)
553     AFB = AFB3;
554 -     ASG = ASG3;
555
556 else
557     if (strcmp(app.OPTIMIERUNG.Value, '1.Priorität'))
558         % REISE & STARTSTRECKE - Fall 2
559         if all(AFB1 < Flaechenbelastung_Landung) && all(AFB1 < AFB4)
560             AFB = AFB1;
561             ASG = ASG1;
562         % REISE & 2.SEGMENT - Fall 3
563         elseif all(AFB4 < AFB1) && all(AFB4 < AFB2)
564             AFB = AFB4;
565             ASG = ASG4;
566         end
567     else
568         % LANDING & STARTSTRECKE - Fall 2
569         if all(AFB1 < Flaechenbelastung_Landung) && all(AFB1 < AFB4)
570             AFB = AFB2;
571             ASG = ASG2;
572         % REISE & 2.SEGMENT - Fall 3
573         else
574             AFB = AFB4;
575             ASG = ASG4;
576         end
577     end
578 end

```

Abbildung 18: Programmierung zur Auswahl der Flächenbelastung und Schub-Gewichtsverhältnis

In Abbildung 18 sind die gesamten Funktionen, die aus verschiedenen Möglichkeiten der grafischen Schnittstelle zusammengepackt sind. Mit diesen Funktionen kann der Entwurfspunkt durch bestimmte Bedingung bzw. Priorität entschieden werden.

Für die Schnittpunkt zwischen die Gleichung von Reiseflug und Startstrecke erfolgt mit der Funktion *polyxpoly*. Der Syntax ist wie folgt:

$$[xi,yi]=polyxpoly(x1,y1,x2,y2)$$

Dabei sind x_i und y_i die Ergebnisse des Schnittpunktes in x- und y-Achse. Bei der Anwendung dieser Funktion soll allererst die Mapping Toolbox installiert werden. Durch Eintippen „polyxpoly“ auf der Command Window folgt dann die Fehlermeldung. Mit dem Klick auf „Mapping Toolbox“ bei der Fehlermeldung kann diese Funktion dann nach Registrierung (Sign In) und folgende Schritte installiert werden (Abbildung 4.8).

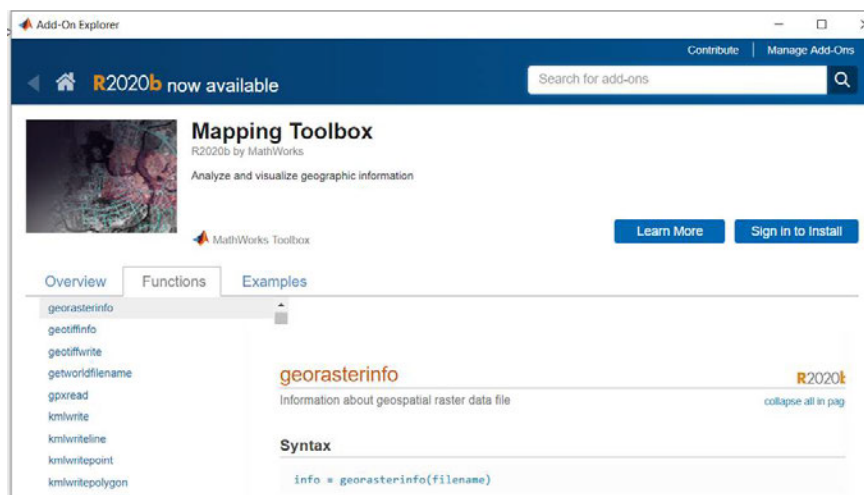


Abbildung 19: Mapping Toolbox zum Installieren

Außerdem wird die Funktion *interp1* für die folgende Gleichungen verbraucht:

- y-Achse bei der Landung und Reiseflug (Zeile 545)
- x-Achse beim Reiseflug und 2.Segment (Zeile 548)

Die Grundfunktion ist:

$$[vq]=interp1(x,v,xq)$$

In dieser Funktion beschreibt vq als der Wert der zweiten Gleichung in y-Achse, da xq als der Wert in x-Achse ist.

Mit vielen Möglichkeit von Schnittpunkt wird die *If-Verzweigung* in diesem Prozess eingesetzt. Somit kann die Funktion zur Auswahl der Priorität effektiver werden.

3.3.7 Massenberechnung

Bei der Programmierung zur Massenberechnung wird keine besondere Funktion angewendet. Dieser Prozess kann mit einfacher Umsetzung der Gleichungen erfolgen. Die verbrauchten Gleichungen sind:

- Gleichung (2.45) für die max. Startmasse m_{MTO}
- Gleichung (2.60) für Startschub T_{TO}
- Gleichung (2.61) für Flächenbelastung S_W
- Gleichung (2.62) für Betriebsleermasse m_{OE}
- Gleichung (2.63) für Kraftstoffmasse m_F

Zur Berechnung der Schallgeschwindigkeit wird eine Wurzel verwendet, die in Programmierung mit sqrt eingesetzt ist.

$$B = \text{sqrt} (X)$$

Dabei ist konstante X als der gesuchte Wert und B als Ergebnis. Damit bei der Festlegung der Flugmission einfacher ist, wird Check Box (Abbildung 20) auf Leinwand (canvas) hinzugefügt.

FLUGMISSION

Engine Start

Taxi

Take-off

Climb

Cruise

Loiter

Descent

Landing

Reserve

Abweichungen:

Climb

Loiter

Descent

Reserve

Abbildung 20: Check Box zur Festlegung der Flugmission

Mit einfachem Klick auf Check Box (Abbildung 20) kann die einzelne Flugmission ausgewählt werden. Es folgt die Programmierung der Massenberechnung (Abbildung 21 und 22):

```

580
581 % 7. FUNKTION: Max. Startmasse
582 % Schubverhältnis
583 - Schubverhaeltnis = 1/(AFB+E);
584 % Reiseflughöhe
585 - hCR = (Schubverhaeltnis-0.7125+(0.0248*BPR))*1000/(0.0013*BPR - 0.0397);
586 % Temperatur bei Reise
587 T = 288.15 - 0.0065*hCR;
588 % Anweisung Temperatur
589 if T < 216.65
590 - T_CR = 216.65;
591 - else
592 - T_CR = 233.04;
593 - end
594 % Schallgeschwindigkeit
595 a = sqrt(T_CR*k_Luft*R);
596
597 % Reisefluggeschwindigkeit
598 if app.Reisefluggeschwindigkeit.Value > 0
599 - if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
600 - V_CR = app.Reisefluggeschwindigkeit.Value;
601 - V_CR = V_CR*0.514444;
602 - else
603 - V_CR = app.Reisefluggeschwindigkeit.Value;
604 - end
605 else
606 - if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
607 - V_CR = (a*M)/0.514444;
608 - app.Reisefluggeschwindigkeit.Value = V_CR;
609 - else
610 - V_CR = a*M;
611 - app.Reisefluggeschwindigkeit.Value = V_CR;
612 - end
613 - end
614
615 % Anweisung für Reichweitenfaktor Bs
616 if (strcmp(app.Triebwerkstyp.Value, 'Jet'))
617 % Reichweitenfaktor Bs
618 Bs = (E+V_CR) / (SFC*g);
619 - else
620 % Reichweitenfaktor Bs
621 Bs = (E*eta) / (SFC*g);
622 - end
623
624 % Zeitfaktor Bt
625 Bt = Bs/V_CR;
626

```

Abbildung 21: Programmische Umsetzung der Massenberechnung I

In Zeile 598 bis 613 (Abbildung 21) ist die Funktion zur Berechnung der Reisefluggeschwindigkeit V_{CR} . Diese ermöglicht eine Vorgabe der Reisefluggeschwindigkeit V_{CR} und bietet eine Umrechnung von US-Einheiten zur SI-Einheiten.

```

627 % Betriebleermassenanteil
628 Betriebleermassenanteil = 0.23 + (1.04*ASG);
629
630 % DROPBOX FUEL: Missionflug Transportjet
631 % Engine start
632 if app.EngineStart.Value
633     mES = 0.990;
634 else
635     mES = 1;
636 end
637 % Taxi
638 if app.Taxi.Value
639     mTX = 0.990;
640 else
641     mTX = 1;
642 end
643 % Take-off
644 if app.Takeoff.Value
645     mTO = 0.995;
646 else
647     mTO = 1;
648 end
649 % Climb
650 if app.Climb.Value
651     mCLB = 0.980;
652 else
653     mCLB = 1;
654 end
655 % Descent
656 if app.Descent.Value
657     mDES = 0.990;
658 else
659     mDES = 1;
660 end
661 % Landing
662 if app.Landing.Value
663     mL = 0.992;
664 else
665     mL = 1;
666 end
667 % Cruise
668 if app.Cruise.Value
669     mCR = e^(-(Reichweite+1000)/Bs);
670 else
671     mCR = 1;
672 end
673 % Reserve
674 if app.Reserve.Value
675     mRES = e^(-(sRES/Bs));
676 else
677     mRES = 1;
678 end
679 % Loiters
680 if app.Loiter.Value
681     mLOI = e^(-(tLOI/Bt));
682 else
683     mLOI = 1;
684 end
685 % Abweichung
686 % Climb
687 if app.Climb2.Value
688     mCLB2 = 0.980;
689 else
690     mCLB2 = 1;
691 end
692 % Loiters
693 if app.Loiter2.Value
694     mLOI2 = e^(-(tLOI2/Bt));
695 else
696     mLOI2 = 1;
697 end
698 % Descent
699 if app.Descent2.Value
700     mDES2 = 0.990;
701 else
702     mDES2 = 1;
703 end
704 % Reserve
705 if app.Reserve2.Value
706     mRES2 = e^(-(sRES2/Bs));
707 else
708     mRES2 = 1;
709 end
710 % Fuel fraction Mff
711 Mff = mES * mTX * mTO * mCLB * mDES * mL * mCR * mRES * mLOI * mCLB2 * mLOI2 * mDES2 * mRES2;
712 % Treibstoffanteil
713 Treibstoffanteil = 1 - Mff;
714 % Maximale Startmasse mMT0
715 mMT0 = mMPL / (1-Treibstoffanteil-Betriebleermassenanteil);
716 % Startschub TTD aller Triebwerke
717 TTD = mMT0 * g * ASG;
718 % Startschub eines Triebwerks
719 TT0_1 = TTD/N;
720 % Flügelfläche
721 Fluegelflaeche = mMT0 / AFB;
722 % Betriebsleermasse
723 Betriebsleermasse = Betriebleermassenanteil * mMT0;
724 % Kraftstoffmasse
725 Kraftstoffmasse = Treibstoffanteil * mMT0;

```

Abbildung 22: Programmische Umsetzung der Massenberechnung II

Zeile 632-709 in Abbildung 22 ist die programmierte Umsetzung von Check Box in Abbildung 20. In weiteren Zeilen ist nur die einfache Umsetzung der Gleichung.

- Zeile 713 ist die Umsetzung der Gleichung (2.48)
- Zeile 715 ist die Umsetzung der Gleichung (2.45)
- Zeile 717 ist die Umsetzung der Gleichung (2.60)
- Zeile 721 ist die Umsetzung der Gleichung (2.61)
- Zeile 723 ist die Umsetzung der Gleichung (2.62)
- Zeile 725 ist die Umsetzung der Gleichung (2.63)

3.4 Ausgabe

Die mit der Programmierung ausgerechnete Werte soll in der Ausgabemaske auf der Leinwand (canvas) angezeigt werden. Sie bestehen aus den Ergebnissen aller fünf Phasen, den verbrauchte Parameter zur Berechnung der Startmasse, Startschub, Flügelfläche und allen beim Flug wichtige Massen (Start-, Kraftstoff-, Betriebsleermasse). In Leinwand (canvas) werden die Ausgabebox mit „Enter Numeric Data“ sowie Tabelle „Table“ hinzugefügt.

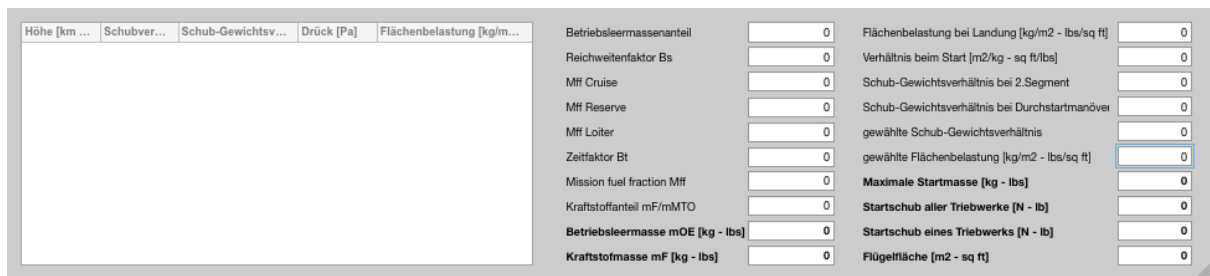


Abbildung 23: Ausgabenansicht in Leinwand (canvas)

Aufgrund hoher Genauigkeit des Matlab-Programms sollen die von der Entwurfsdiagramm ausgewählten Parameter angezeigt werden. Diese sind wichtig, damit man diese angenommenen Parameter bei der manuellen Berechnung vergleichen kann. Wenn diese Werte im Vergleich zu taschenrechnerischer Berechnung unterschiedlich sind, kommen dann auch später andere Ergebnisse raus. Mit dem kleinen Unterschied der ausgerechneten Parameter folgt manchmal große Abweichung zwischen manuelle Berechnung und Matlab-Programm.

Die Ausgaben erfolgen mit Syntax:

App.Name.Value = Variable;

```

729
730 % AUSGABEN
731 if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
732 % Landung in lbs/sq ft
733 app.ERGEBNISLandung.Value = Flaechenbelastung_Landung*0.204816;
734 % Start in sq ft/lbs
735 app.ERGEBNISbeimStart.Value = Startverhaeltnis*4.88243;
736 % Maximale Startmasse mMTO in lbs
737 app.ERGEBNISmaxStartmasse.Value = mMTO*2.20462;
738 % Startschub aller Triebwerke in lbf
739 app.ERGEBNISStartschub.Value = TTO*0.224809;
740 % Startschub eines Triebwerks in lbf
741 app.ERGEBNISStartschub eines Triebwerks.Value = TTO_1*0.224809;
742 % Flügelfläche in sq ft
743 app.ERGEBNISFluegel flaeche.Value = Fluegel flaeche*10.7639;
744 % Betriebsleermasse in lbs
745 app.ERGEBNISBetriebsleermasse.Value = Betriebsleermasse*2.20462;
746 % Kraftstoffmasse in lbs
747 app.ERGEBNISKraftstoffmasse.Value = Kraftstoffmasse*2.20462;
748 % Gewählte Flächenbelastung in lbs/sq ft
749 app.ERGEBNISgewaehlteFlaechenbelastung.Value = AFB*0.204816;
750 % Reiseflug
751 h1=h*3280.84; % m zu fuß
752 Flaechenbelastung1=Flaechenbelastung*0.204816; % kg/m2 zu lb/sq ft
753 app.UITable.Data = [h1, Schubverhaeltnis_Cruise', Schub_Gewichtverhaeltnis', p', Flaechenbelastung1'];
754 else
755 % Landung
756 app.ERGEBNISLandung.Value = Flaechenbelastung_Landung;
757 % Start
758 app.ERGEBNISbeimStart.Value = Startverhaeltnis;
759 % Maximale Startmasse mMTO
760 app.ERGEBNISmaxStartmasse.Value = mMTO;
761 % Startschub aller Triebwerke
762 app.ERGEBNISStartschub.Value = TTO;
763 % Startschub eines Triebwerks
764 app.ERGEBNISStartschub eines Triebwerks.Value = TTO_1;
765 % Flügelfläche
766 app.ERGEBNISFluegel flaeche.Value = Fluegel flaeche;
767 % Betriebsleermasse
768 app.ERGEBNISBetriebsleermasse.Value = Betriebsleermasse;
769 % Kraftstoffmasse
770 app.ERGEBNISKraftstoffmasse.Value = Kraftstoffmasse;
771 % Gewählte Flächenbelastung
772 app.ERGEBNISgewaehlteFlaechenbelastung.Value = AFB;
773 % Reiseflug
774 app.UITable.Data = [h', Schubverhaeltnis_Cruise', Schub_Gewichtverhaeltnis', p', Flaechenbelastung'];
775 end
776

```

Abbildung 24: Programmierung zur Ausgabe mit Einheit

In Abbildung 24 ist eine programmische Ausgabe für die Ergebnisse mit einer Möglichkeit ihre Einheit zu wechseln. Bei der Ausgabe der Ergebnisse im Reiseflug muss beachtet werden, weil die Ergebnisse aus mehreren Ausgaben bzw. als Array bestehen und sie sollen in einer Tabelle dargestellt. Diese kann mit folgender Syntax erfolgen:

```
App.UITable.Data = [Daten1',Daten2',Daten3',Daten4',Daten5']
```

Bei der Ausgabe anderer Ergebnisse bzw. Parameter braucht keine Umrechnung zu anderen Einheiten (Abbildung 25) und kann nur mit der normalen Syntax erfolgen.

```

776
777 % 2.Segment
778 - app.ERGEBNIS2Segment.Value = SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment;
779 % Durchstartmanöver
780 - app.ERGEBNISDurchstartmanoeuver.Value = SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart;
781 % Gewählte Schub-Gewichtsverhältnis
782 - app.ERGEBNISgewaehlteSchubGewichtsverhaeltnis.Value = ASG;
783 % Betriebsleermassenanteil mOE/mMTO
784 - app.Betriebsleermassenanteil.Value = Betriebleermassenanteil;
785 % Reichweitenfaktor Bs
786 app.Bs.Value = BS;
787 % Zeitfaktoren Bt
788 - app.Bt.Value = Bt;
789 % Treibstoffanteil von Reiseflug
790 app.Mff_CR.Value = mCR;
791 % Treibstoffanteil für die erforderliche zusätzliche Reserveflugstrecke
792 - if app.Reserve.Value && app.Reserve2.Value
793 -     app.Mff_RES.Value = mRES;
794 - elseif app.Reserve.Value
795 -     app.Mff_RES.Value = mRES;
796 - else
797 -     app.Mff_RES.Value = mRES2;
798 - end
799 % Treibstoffanteil der Loiterzeit
800 - if app.Loiter.Value && app.Loiter2.Value
801 -     app.Mff_LOI.Value = mL0I;
802 - elseif app.Loiter.Value
803 -     app.Mff_LOI.Value = mL0I;
804 - else
805 -     app.Mff_LOI.Value = mL0I2;
806 - end
807 % Mission fuel fraction
808 app.Mff.Value = Mff;
809 % Treibstoffanteil mF/mMTO
810 - app.Kraftstoffanteil.Value = Treibstoffanteil;
811

```

Abbildung 25: Programmierung der Ausgabe für Parameter

Mit Programmierung in Abbildung (25) und (26) können nun die Ausgabeboxen auf der Leinwand (Abbildung 23) funktionieren.

3.5 Visualisierung

Damit alle fünf Phasen als Grafik bzw. Diagramm dargestellt werden können, soll als allererst das Symbol „Axes“ von Komponentenbibliothek (component library) geklickt werden (Abbildung 26) und auf der Leinwand (canvas) gezogen werden.

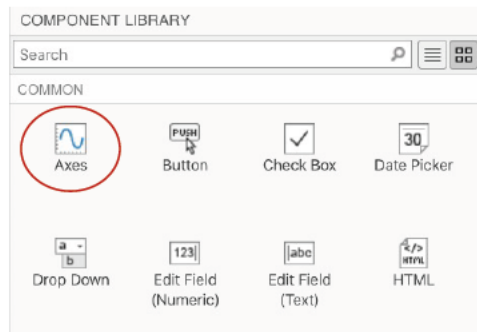


Abbildung 26: Symbol zur Erstellung einer grafischen Darstellung

Wird das Fenster zur grafischen Darstellung auf der Leinwand schon angezeigt (Abbildung 27), kann es sofort steuern bzw. modifiziert werden.



Abbildung 27: grafische Darstellung für Entwurfsdiagramm

Die Programmierung für die grafische Darstellung wird danach auf Codeansicht bearbeitet. In Entwurfsdiagramm sollen die folgenden Anforderungen ausführen:

- Die Grafik bei der Parameteränderung sofort aktualisiert
- Das vorhandene Gitternetz
- Legende aller fünf Phasen und Entwurfspunkt

In dieser Arbeit werden drei unterschiedliche Funktion zur Darstellung der Grafik verwendet. In Abbildung (27) kann direkt gesehen werden, dass der Wert bei der x-Achse für die Flächenbelastung m_{MTO}/S_W belegt und Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$ in der y-Achse liegt. Für das Ergebnis, das nur mit einem konstanten Wert besteht wie bei der Landung, 2.Segment sowie Durchstartmanöver, können bei der Visualisierung der Grafik die folgende Syntax anwenden:

- `xline(app.UIAxes,xvalue,LineStyle)`
- `yline(app.UIAxes,yvalue,LineStyle)`

Die Landephase hat das Ergebnis mit der konstanten Flächenbelastung. Somit wird zur Visualisierung dieses Ergebnisses die Syntax `xline` verwendet. Die Syntax `yline` wird von 2.Segment und Durchstartmanöver verbraucht, weil die beide Phasen ein konstante Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)$ bzw. Ergebnis in y-Achse haben.

Dabei ist `app.UIAxes` die Name des Fensters zur grafischer Darstellung (Abbildung 27). In zweite Stelle liegt `xvalue` bzw. `yvalue` als der angezeigte Wert. In der Stelle `LineStyle` ermöglicht die grafische Linie zu modifizieren.

Line Style	Description
-	Solid line (default)
--	Dashed line
:	Dotted line
-.	Dash-dot line

Marker	Description
o	Circle
+	Plus sign
*	Asterisk
.	Point
x	Cross
s	Square
d	Diamond
^	Upward-pointing triangle
v	Downward-pointing triangle
>	Right-pointing triangle
<	Left-pointing triangle
p	Pentagram
h	Hexagram

Color	Description
y	yellow
m	magenta
c	cyan
r	red
g	green
b	blue
w	white
k	black

Tabelle 6: Linienfarbe, Linienart und Markierung [Matlab R2019b]

In Tabelle 6 zeigen die Befehle die Linie zu modifizieren, die die drei Möglichkeiten geben.

Das Ergebnis beim Reiseflug besteht aus zwei separaten Berechnungen. So, zur Visualisierung wird die Syntax `plot` angewandt. Mit der Umformulierung der Gleichung (2.8) kann für die Visualisierung des Ergebnisses beim Start auch die Syntax `plot` benutzen.

- `plot(app.UIAxes,xvalue,yvalue,LineStyle)`

Damit beim Ablesen der Kurve einfacher ist, wird das Gitternetz sowie die Legende auf Diagramm (In Abbildung 27) eingesetzt.

- Für x-Achse:
app.UIAxes.XMinorGrid = 'on';
app.UIAxes.XGrid = 'on';
- Für y-Achse:
app.UIAxes.YMinorGrid = 'on';
app.UIAxes.YGrid = 'on';
- Legende:
legend(app.UIAxes,label1,...,labelN)

Mit mehreren Daten zur Visualisierung soll die Anweisung „hold on“ bei Programmierung belegen, damit bei neuem Anruf der Funktion „plot“ der Inhalt des Achssystem nicht gelöst wird. Alle grafische Anweisung können dann funktionieren, solange keine weitere Anweisung „hold off“ hinzugefügt.

```

815 % Eine Funktion zum Löschen alle Plot
816 cla (app.UIAxes)
817 -
818 if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
819 % 1. Funktion: LANDING
820 % xline 1. Funktion
821 % Linienfarbe: rot
822 % Linienart: Durchgezogen
823 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
824 Flaechenbelastung_LandungUS = Flaechenbelastung_Landung*0.204816;
825 xline (app.UIAxes,Flaechenbelastung_LandungUS,'r-')
826 -
827 hold (app.UIAxes, 'on')
828
829 % 2. Funktion: START
830 % plot 2. Funktion
831 % Linienfarbe: grün
832 % Linienart: Durchgezogen
833 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
834 x = 0;Flaechenbelastung_LandungUS;Flaechenbelastung_LandungUS*2;
835 y = Startverhaeltnis*4.88243*x;
836 plot (app.UIAxes,x,y,'g-')
837
838 % 3. Funktion: 2.SEGMENT
839 % yline 3. Funktion
840 % Linienfarbe: schwarz
841 % Linienart: Durchgezogen
842 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
843 yline (app.UIAxes,SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment,'k-')
844
845 % 4. Funktion: DURCHSTARTMANÖVER
846 % yline 4. Funktion
847 % Linienfarbe: magenta
848 % Linienart: Durchgezogen
849 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
850 yline (app.UIAxes,SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart,'m-')
851
852 % 5. Funktion: REISEFLUG
853 % plot 5. Funktion
854 % Linienfarbe: blau
855 % Linienart: Durchgezogen
856 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
857 FlaechenbelastungUS = Flaechenbelastung*0.204816;
858 plot (app.UIAxes,FlaechenbelastungUS(1,9:end),Schub_Gewichtverhaeltnis(1,9:end),'b')
859
860 % ENTWURFSPUNKT
861 % plot Entwurfspunkt
862 % Markierungsfarbe: magenta
863 % Markierung: Stern
864 AFBUS = AFB * 0.204816;
865 -
866 plot (app.UIAxes,AFBUS,ASG,'m*');
867
868 else
869 % 1. Funktion: LANDING
870 % xline 1. Funktion
871 % Linienfarbe: rot
872 % Linienart: Durchgezogen
873 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
874 xline (app.UIAxes,Flaechenbelastung_Landung,'r-')
875 hold (app.UIAxes, 'on')
876
877 % 2. Funktion: START
878 % plot 2. Funktion
879 % Linienfarbe: grün
880 % Linienart: Durchgezogen
881 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
882 plot (app.UIAxes,x,y,'g-')
883
884 % 3. Funktion: 2.SEGMENT
885 % yline 3. Funktion
886 % Linienfarbe: schwarz
887 % Linienart: Durchgezogen
888 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
889 yline (app.UIAxes,SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment,'k-')
890
891 % 4. Funktion: DURCHSTARTMANÖVER
892 % yline 4. Funktion
893 % Linienfarbe: magenta
894 % Linienart: Durchgezogen
895 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
896 yline (app.UIAxes,SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart,'m-')
897
898 % 5. Funktion: REISEFLUG
899 % plot 5. Funktion
900 % Linienfarbe: blau
901 % Linienart: Durchgezogen
902 % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
903 plot (app.UIAxes,Flaechenbelastung(1,9:end),Schub_Gewichtverhaeltnis(1,9:end),'b')
904
905 % ENTWURFSPUNKT
906 % plot Entwurfspunkt
907 % Markierungsfarbe: magenta
908 % Markierung: Stern
909 plot (app.UIAxes,AFB,ASG,'m*');
910
911 end
912
913 % Gitternetz
914 app.UIAxes.XMinorGrid = 'on';
915 app.UIAxes.YMinorGrid = 'on';
916 app.UIAxes.XGrid = 'on';
917 app.UIAxes.YGrid = 'on';
918
919 % Legende
920 legend(app.UIAxes, 'Landung','Start','2.Segment','Durchstarten','Reiseflug','Entwurfspunkt');
921 hold (app.UIAxes, 'off')

```

Abbildung 28: Programmische Umsetzung die fünf Flugphasen zur grafischen Darstellung

Die Funktion „cla“ in Zeile 817 ist eine Funktion zum Lösen aller grafischen Objekten mit UIAxes als Zielobjekt. Die if-Verzweigung bei der Visualisierung bietet die Möglichkeit, dass bei der Abwechslung der Einheit die grafische Darstellung auch in aktuelle Ansicht angezeigt werden kann.

Die Detailansicht der Eingabemaske sowie die komplette programmierte Umsetzung kann in Anhang A und B.

4. Berechnungsbeispiel

Aufgrund der Genauigkeit wird die App bzw. Programm nach der fertigen Erstellung getestet und die Ergebnisse sollen dann im Vergleich mit der taschenrechnerischen Berechnung sehr kleine Abweichung erfüllen. In dieser Arbeit wird die neue Dimensionierung von Boeing 717-200 HGW und Airbus 320-200 als ein Beispiel genommen.

4.1 Boeing 717-200 Hight Gross Weight

Alle verbrauchten Daten der Boeing 717-200 HGW werden von der Hausarbeit [Candra 2021] bzw. originale Katalog von Boeing angenommen.

Flugzeugtyp		Boeing 717-200 HGW
Anzahl des Triebwerks	N	2
Reichweite	R	2915km
Max. Auftriebsbeiwert bei der Landung	$C_{L,max,L}$	2,7
Max. Auftriebsbeiwert beim Start	$C_{L,max,TO}$	2,16
Sicherheitsstartstrecke	S_{TOFL}	1662m
Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1520m
Max. Nutzlast	m_{MPL}	14515kg
Machzahl	M	0,77
Flügelstreckung	A	8,675
Nebenstromverhältnis	μ	4,66
Max. Startmasse	m_{MTO}	54884kg
Schub	T_{TO}	21000LB
Flächenflügel	S_W	92,97m ²
Max. Betriebsleermasse	m_{OE}	31071kg
Max. Kraftstoff	m_{MF}	13382kg

Tabelle 7: Originale technische Daten von Boeing 717-200 HGW [Boeing]

Die obigen Daten werden nach der Eingabe in Eingabemaske bearbeitet und gleichzeitig werden auch manuell berechnet werden (Anhang C und D). Die Genauigkeit der App kann durch eine Abweichung zwischen die beiden Vorgänge deutlich gesehen werden.

	Manuell	Matlab	Abweichung [%]
Maximale Startmasse	58572,864kg	58567,145kg	-0,009763907
Startschub	184791,2943N	184758,0483N	-0,017991107
Flügelfläche	121,3799m ²	121,368m ²	-0,00980393

Betriebsleermasse	33062,0388kg	33057,433kg	-0,01393078
Kraftstoffmasse	10995,82519kg	10994,712kg	-0,010123751

Tabelle 8: Ergebnisse der Dimensionierung Boeing 717-200 HGW

4.2 Airbus A320-200

Der gleiche Vorgang mit dem vorherigen Beispiel, sollen allererst alle verbrauchte Eingangsgröße aufgelistet. Die Daten in diesem Beispiel werden von Wikipedia genommen.

Flugzeugtyp		Airbus A320-200
Anzahl des Triebwerks	N	2
Reichweite	R	6112km
Max. Auftriebsbeiwert bei der Landung	$C_{L,max,L}$	2.9
Max. Auftriebsbeiwert beim Start	$C_{L,max,TO}$	2.32
Sicherheitsstartstrecke	S_{TOFL}	2090m
Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1500m
Max. Nutzlast	m_{MPL}	19900kg
Machzahl	M	0.78
Flügelstreckung	A	10.3
Nebenstromverhältnis	μ	6
Max. Startmasse	m_{MTO}	78000kg
Schub	T_{TO}	118000N
Flächenflügel	S_W	124m ²
Max. Betriebsleermasse	m_{OE}	42600kg
Max. Kraftstoff	m_{MF}	-

Tabelle 9: Originale technische Daten von Airbus 320-200 [Wikipedia]

Nach der Bearbeitung aller Daten in App sowie bei der manuellen Berechnung (Anhang E und F) folgen die Ergebnisse raus:

	Manuell	Matlab	Abweichung [%]
Maximale Startmasse	74650,9412kg	74666,581kg	0,02095057
Startschub	208273,4385N	208335,06N	0,02958683
Flügelfläche	126,6558m ²	126,7m ²	0,03489773
Betriebsleermasse	39249,673kg	39259,803kg	0,02580913
Kraftstoffmasse	15501,2679kg	15506,777kg	0,03553967

Tabelle 10: Ergebnisse der Dimensionierung Airbus 320-200

5. Zusammenfassung

Diese Bachelorarbeit umfasst eine Erstellung eines Matlab-Programms zur Berechnung des Dimensionierungsablaufs im Flugzeugentwurf nach Loftin. Die Bearbeitung dieser Arbeit ist in vielen Fällen eine einfache direkte Umsetzung der verwendeten Berechnungsgleichungen zur Programmierung. Außerdem wird die if-Verzweigung viel angewandt. Besonders ist beim Reiseflug, dass die for-Schleife mit if-Verzweigung kombiniert wird.

Bevor der Anwendung dieser Apps soll beachten werden, dass die Funktion polyxpoly eine Mapping Toolbox braucht. Diese soll zuerst mit folgenden Vorgängen heruntergeladen bzw. installiert werden.

- Matlab öffnen
- Tippe polyxpoly auf Command Window u
- Klicke auf „Mapping Toolbox“
- Klicke auf „Sign in to install“
- Klicke auf „install“
- Folge allen Vorgängen zum Installieren
- Am Ende klicke „close“
- Öffnen die programmierte App
- Die App ist bereit zur Anwendung

Aufgrund der abgerundeten Zahl bei der manuellen Berechnung entdeckt bei der Probe des Programms sehr kleine Abweichung zwischen Bearbeitung mit App und taschenrechnerische Berechnung. Da ist die Berechnung in Matlab viel genauer als manuelle Berechnung, weil bei der manuellen Berechnung nur bis maximal fünf Nachkommastellen angenommen sind.

Literaturverzeichnis

- Scholz 2006** SCHOLZ, Dieter: *Diplomarbeiten normgerecht verfassen*. Würzburg : Vogel Verlag, 2006
- Scholz 2005** SCHOLZ, Dieter: *Flugzeugentwurf*. Hamburg, Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2005
- Wagner 2020** WAGNER, Martin: *Flugzeugentwurf*. Hamburg, Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2020
- Wagner 2016** WAGNER, Martin: *Formelsammlung Flugzeugentwurf*. Hamburg, Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2016
- Kohrt 2001** KOHRT, Markus: *Flugzeugentwurf am Beispiel einer Fokker 100*, 2001. - URL: <https://www.yumpu.com/de/document/read/7150234/flugzeugentwurf-am-beispiel-einer-fokker-100-department-> (2020-10-31)
- Zingel 2018** ZINGEL, Helmut: *Aerodynamik mit Labor I*. Hamburg, Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2018
- Candra 2021** CANDRA, Valeri: *Flugzeugentwurf am Beispiel einer Boeing 717-200 High Gross Weight*. Hamburg, Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Flugzeugbau, Hausarbeit, 2021
- Loftin 1980** LOFTIN, L. K.: *Subsonic aircraft: Evolution and the matching of size to performance*. NASA Reference Publication 1060, 1980.
- FAR 25** Federal Aviation Administration: *Federal Aviation Regulation, Part 25, Transport Category Airplane*
- Raymer 1989** RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington D.C: AIAA, 1989
- JAR 25** Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirement, JAR-25, Large Aeroplane
- Roskam I** ROSKAM, J.: *Airplane Design. Bd. 1: Preliminary Sizing of Airplanes*, Ottawa, Kansas, 1989

Anhang A: Arbeitsfenster

Einheiten Metric (SI)

Triebwerkstyp Jet

Anzahl der Triebwerke 2

Reichweite [km - NM] 0

Auftriebsbeiwert bei der Landung 0

Auftriebsbeiwert beim Start 0

Sicherheitsstartstrecke [m - ft] 0

Bei der Landung bitte nur ein ausfüllen:

Landstrecke [m - ft] 0

Sicherheitslandstrecke [m - ft] 0

Falls vorhanden bitte eingeben:

Reisefluggeschwindigkeit [m/s - kt] 0

Maximale Nutzlast [kg - lbs] 0

Streckung 0

Höhe des Flughafens [m - ft] 0

Nebenstromverhältnis 0

Relative benetzte Oberfläche [6-6.2] 0

Geschwindigkeitsverhältnis [1-1,316] 0

Machzahl 0

Zulassungsbasis CS-25

Art des Flugs Domestic

Optimierung 1.Priorität

SFC mit Einheit:
 - Jets : mg/(N.s) - lb/(lb.h)
 - Propeller : mg/(W.s) - lb/(hp.h) 0

FLUGMISSION

Engine Start

Taxi

Take-off

Climb

Cruise

Loiter

Descent

Landing

Reserve

Abweichungen:

Climb

Loiter

Descent

Reserve

ENTWURFSDIAGRAMM

BEARBEITEN

Höhe [km - ...] 0 Schubverh... 0 Druck [Pa] 0 Flächenbelastung [kg/m2 - ...] 0

Flächenbelastung bei Landung [kg/m2 - lb/sq ft] 0

Verhältnis beim Start [m2/kg - sq ft/lbs] 0

Schub-Gewichtsverhältnis bei 2.Segment 0

Schub-Gewichtsverhältnis bei Durchstartmanöver 0

gewählte Schub-Gewichtsverhältnis 0

gewählte Flächenbelastung [kg/m2 - lb/sq ft] 0

Maximale Startmasse [kg - lbs] 0

Startschub aller Triebwerke [N - lb] 0

Startschub eines Triebwerks [N - lb] 0

Flügelfläche [m2 - sq ft] 0

Anhang B: Programmierung

```
% DATEN EINGEBEN
% Max.Auftriebsbeiwert bei der Landung
C_LmaxL = app.AuftriebsbeiwertbeiderLandung.Value;
% Max.Auftriebsbeiwert beim Start
C_LmaxTO = app.AuftriebsbeiwertbeimStart.Value;
% Flügel Streckung:  $A = b^2/S$ 
A = app.Streckung.Value;
% Nebenstromverhaeltnis (By-Pass-Ratio, BPR)
BPR = app.Nebenstromverhaeltnis.Value;
% relative benetzte Oberflaeche  $S_{wet}/S_W$ 
benetzte_Oberflaeche = app.RelativebenetzteOberflaeche.Value;
% Geschwindigkeit Verhaeltnis  $V/V_{md}$ 
Geschwindigkeit_Verhaeltnis = app.Geschwindigkeitsverhaeltnis.Value;
% Reiseflug Machzahl
M = app.Machzahl.Value;
% Verzweigung der Einheiten
if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
    % Landestrecke in Fuß
    sL1 = app.Landestrecke.Value;
    sL = sL1 * 0.3048;
    % Sicherheitslandestrecke in Fuß
    sLFL1 = app.Sicherheitslandestrecke.Value;
    sLFL = sLFL1 * 0.3048;
    % Sicherheitsstartstrecke in Fuß
    sTOFL1 = app.Sicherheitslstartstrecke.Value;
    sTOFL = sTOFL1 * 0.3048;
    % Höhe des Flughafens für Sigma
    H1 = app.HohedesFlughafens.Value;
    H = H1 * 0.3048;
    % Maximale Nutzlast in Pounds (lbs)
    mMPL1 = app.MaximaleNutzlast.Value;
    mMPL = mMPL1 * 0.45359;
    % Reichweite in Nautical Miles
    Reichweite1 = app.Reichweite.Value;
    Reichweite = Reichweite1 * 1.852;

    if (strcmp(app.Triebwerkstyp.Value, 'Jet'))
        % SFC in lb/lb.h
        SFC1 = app.SFC.Value;
        % SFC in kg/N.s
        SFC = SFC1 * 0.00002832543754;
    else
        % SFC in lb/hp.h to kg/W.s
        SFC2 = app.SFC.Value;
        SFC = SFC2 * 0.00000016896577;
    end
end

else
    % Landestrecke in Meter
    sL = app.Landestrecke.Value;
    % Sicherheitslandestrecke in Meter
    sLFL = app.Sicherheitslandestrecke.Value;
    % Sicherheitsstartstrecke in Meter
    sTOFL = app.Sicherheitslstartstrecke.Value;
    % Höhe des Flughafens für Sigma
    H = app.HohedesFlughafens.Value;
    % Maximale Nutzlast
    mMPL = app.MaximaleNutzlast.Value;
    % Reichweite
    Reichweite = app.Reichweite.Value;

    if (strcmp(app.Triebwerkstyp.Value, 'Jet'))
        % SFC in mg/N.s
        SFC1 = app.SFC.Value;
        % SFC in kg/N.s
        SFC = SFC1 / 1000000;
    else
        % SFC in mg/W.s
```

```

        SFC2 = app.SFC.Value;
        % SFC in kg/W.s
        SFC = SFC2 / 1000000;
    end
end

%-----
% GEGEBENEN PARAMETERN
k_L = 0.107; % Proportionalitätsfaktor in kg/m^3
k_T0 = 2.34; % m^3/kg
n = 1.235; % Polytropenexponent
H0 = 8434; % in Meter
e_aus = 0.7; % Oswald Faktor beim ausgefahrener Klappen und Vorflügel
C_D0 = 0.02; % Nullwiderstand
% Reiseflug
k_E = 14.9; % Nach Loftin
k_Luft= 1.4; % Isentropenexponent [in deutsche Literatur als k genannt] für Luft: 1.4
g = 9.81; % Erdbeschleunigung 9.80665 m/s^2, wird zu 9.81 abgerundet.
e_ein = 0.85; % Oswald Faktor beim eingefahrener Klappen und Vorflügel
h0 = 8.434; % in KM
h1 = 6.342; % in KM
p0 = 101325; % in Pascal
p1 = 22632; % in Pascal
% Max. Startmasse
R = 287.053; % spezifische Gaskonstante, Einheit: J/(kg.K)
e = 2.71828; % Mathematische Konstante
eta = 0.8; % Multiplikationsfaktor für Propeller

%-----
% ABLAUFSTRUKTUR – VERZWEIGUNG
% ALLGEMEINE ANWEISUNG
% Anweisung für Fahrwerkwiderstand DURCHSTARTMANÖVER
if (strcmp(app.Zulassungsbasis.Value, 'CS-25'))
    C_Dgear = 0;
else
    C_Dgear = 0.015;
end

% Anweisung für Steigwinkel – sin (gamma)
if (strcmp(app.AnzahlDerTriebwerke.Value, '2'))
    N = 2;
    Steigwinkel_2Segment = 0.024;
    Steigwinkel_start = 0.021;
elseif (strcmp(app.AnzahlDerTriebwerke.Value, '3'))
    N = 3;
    Steigwinkel_2Segment = 0.027;
    Steigwinkel_start = 0.024;
else
    N = 4;
    Steigwinkel_2Segment = 0.030;
    Steigwinkel_start = 0.027;
end

% LANDUNG
% Anweisung für Triebwerkstyp
if (strcmp(app.Triebwerkstyp.Value, 'Jet'))
    Sicherheitsfaktor =1.667;
else
    Sicherheitsfaktor =1.429;
end
% Anweisung für Landestrecke und Sicherheitslandestrecke
if app.Landestrecke.Value > 0
    if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
        % Ausgabe Sicherheitslandestrecke in fuß
        sL = app.Landestrecke.Value;
        app.Sicherheitslandestrecke.Value = sL * Sicherheitsfaktor;
        % Sicherheitslandestrecke für die Berechnung [in Meter]
        sLFL = sL * Sicherheitsfaktor * 0.3048;
    else
        % Sicherheitslandestrecke

```

```

        app.Sicherheitslandestrecke.Value = sL * Sicherheitsfaktor;
        sLFL = sL * Sicherheitsfaktor;
    end
else
    if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
        app.Landestrecke.Value = sLFL / (Sicherheitsfaktor*0.3048);
    else
        app.Landestrecke.Value = sLFL / Sicherheitsfaktor;
    end
end
% Anweisung für die Reichweite
if Reichweite <= 3700
    Massenverhaeltniss = 0.91;
elseif (Reichweite > 3700) && (Reichweite <= 5600)
    Massenverhaeltniss = 0.82;
else
    Massenverhaeltniss = 0.73;
end

% 2. SEGMENT
% Auftriebsbeiwert bei 2.Segment
CL_2Segment = C_LmaxT0 / 1.44;
% Anweisung für Klappewiderstand
if CL_2Segment >= 1.1
    C_Dflap_2Segment = (0.05 * CL_2Segment) - 0.055;
else
    C_Dflap_2Segment = 0;
end

% DURCHSTARTMANÖVER
% Auftriebsbeiwert bei Durchstart
CL_Durchstart = C_LmaxL / 1.69;
% Anweisung für Klappewiderstand
if CL_Durchstart >= 1.1
    C_Dflap_Durchstart = (0.05 * CL_Durchstart) - 0.055;
else
    C_Dflap_Durchstart = 0;
end

% MAX. STARTMASSE
% Anweisung nach FAR Part 121
if (strcmp(app.FLUGTYP_DropDown.Value, 'Domestic'))
    sRES = 370400; % in Meter
    tLOI = 2700; % in Sekunde
else
    sRES = (0.10*Reichweite*1000)+370400; % in Meter
    tLOI = 1800; % in Sekunde
end

%-----
% BERECHNUNGSFUNKTIONEN
% Verhaeltniszahl fuer Dichte
Sigma = (1-((n-1)/n*H/H0))^(1/(n-1));

% FLUGPHASEN BERECHNUNG
% 1. FUNKTION: LANDUNG
% FLÄCHENBELASTUNG BEI DER LANDUNG
% Das Ergebnis ist gegeben und Auftriebsbeiwert nicht bekannt
if app.ERGEBNISLandung.Value > 0 && app.AuftriebsbeiwertbeiderLandung.Value == 0
    if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
        % gegebene Flächenbelastung bei der Landung
        Flaechenbelastung_Landung1 = app.ERGEBNISLandung.Value;
        Flaechenbelastung_Landung = Flaechenbelastung_Landung1 / 0.204816;
        % Auftriebsbeiwerts bei der Landung
        C_LmaxL = (Flaechenbelastung_Landung *Massenverhaeltniss)/(k_L * Sigma *sLFL);
        % Ausgabe des Auftriebsbeiwerts bei der Landung
        app.AuftriebsbeiwertbeiderLandung.Value = C_LmaxL;
    else
        % gegebene Flächenbelastung bei der Landung

```

```

    Flaechenbelastung_Landung = app.ERGEBNISLandung.Value;
    % Auftriebsbeiwerts bei der Landung
    C_LmaxL = (Flaechenbelastung_Landung * Massenverhaeltniss)/(k_L * Sigma * sLFL);
    % Ausgabe des Auftriebsbeiwerts bei der Landung
    app.AuftriebsbeiwertbeiderLandung.Value = C_LmaxL;
end

% Auftriebsbeiwert bei Durchstart
CL_Durchstart = C_LmaxL / 1.69;
% Anweisung für Klappewiderstand
if CL_Durchstart >= 1.1
    C_Dflap_Durchstart = (0.05 * CL_Durchstart) - 0.055;
else
    C_Dflap_Durchstart = 0;
end

% Lande - bzw. Sicherheitslandestrecke nicht bekannt
elseif app.Landestrecke.Value == 0 && app.Sicherheitslandestrecke.Value == 0
    if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
        % gegebene Flächenbelastung bei der Landung
        Flaechenbelastung_Landung1 = app.ERGEBNISLandung.Value;
        Flaechenbelastung_Landung = Flaechenbelastung_Landung1 / 0.204816;
        sLFL = (Flaechenbelastung_Landung * Massenverhaeltniss)/(k_L * Sigma * C_LmaxL);
        % Ausgabe der Sicherheitslandestrecke
        app.Sicherheitslandestrecke.Value = sLFL*3.28084;
        % Ausgabe der Landestrecke
        app.Landestrecke.Value = (sLFL*3.28084) / Sicherheitsfaktor;
    else
        % gegebene Flächenbelastung bei der Landung
        Flaechenbelastung_Landung = app.ERGEBNISLandung.Value;
        % Sicherheitslandestrecke
        sLFL = (Flaechenbelastung_Landung * Massenverhaeltniss)/(k_L * Sigma * C_LmaxL);
        % Ausgabe der Sicherheitslandestrecke
        app.Sicherheitslandestrecke.Value = sLFL;
        % Ausgabe der Landestrecke
        app.Landestrecke.Value = sLFL / Sicherheitsfaktor;
    end
end
else
    % Flächenbelastung bezüglich Landemasse
    Flaechenbelastung_ML = k_L * Sigma * sLFL * C_LmaxL;
    % Flächenbelastung bezüglich max. Startmasse
    Flaechenbelastung_Landung = Flaechenbelastung_ML/Massenverhaeltniss;
end

% 2. FUNKTION: START
% STARTVERHÄLTNISS
% Das Ergebnis ist gegeben und Auftriebsbeiwert nicht bekannt
if app.ERGEBNISbeimStart.Value > 0 && app.AuftriebsbeiwertbeimStart.Value == 0
    if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
        % Startverhältnis
        Startverhaeltnis1 = app.ERGEBNISbeimStart.Value;
        Startverhaeltnis = Startverhaeltnis1/4.88243;
        % Auftriebsbeiwert beim Start
        C_LmaxT0 = k_TO / (sTOFL*Sigma*Startverhaeltnis);
        % Ausgabe von Auftriebsbeiwert beim Start
        app.AuftriebsbeiwertbeimStart.Value = C_LmaxT0;
    else
        % Startverhältnis
        Startverhaeltnis = app.ERGEBNISbeimStart.Value;
        % Auftriebsbeiwert beim Start
        C_LmaxT0 = k_TO / (sTOFL*Sigma*Startverhaeltnis);
        % Ausgabe von Auftriebsbeiwert beim Start
        app.AuftriebsbeiwertbeimStart.Value = C_LmaxT0;
    end
end

% Auftriebsbeiwert bei 2.Segment
CL_2Segment = C_LmaxT0 / 1.44;
% Anweisung für Klappewiderstand
if CL_2Segment >= 1.1
    C_Dflap_2Segment = (0.05 * CL_2Segment) - 0.055;
else
    C_Dflap_2Segment = 0;
end

```

```

end

% Das Ergebnis ist gegeben und Sicherheitsstartstrecke nicht bekannt
elseif app.ERGEBNISbeimStart.Value > 0 && app.Sicherheitslstartstrecke.Value == 0
    if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
        % Startverhältnis
        Startverhaeltnis1 = app.ERGEBNISbeimStart.Value;
        Startverhaeltnis = Startverhaeltnis1/4.88243;
        % Sicherheitsstartstrecke
        sTOFL = k_T0 / (Sigma*C_LmaxT0*Startverhaeltnis);
        % Ausgabe der Sicherheitsstartstrecke
        app.Sicherheitslstartstrecke.Value = sTOFL*3.28084;
    else
        % Startverhältnis
        Startverhaeltnis = app.ERGEBNISbeimStart.Value;
        % Sicherheitsstartstrecke
        sTOFL = k_T0 / (Sigma*C_LmaxT0*Startverhaeltnis);
        % Ausgabe der Sicherheitsstartstrecke
        app.Sicherheitslstartstrecke.Value = sTOFL;
    end
end
else
    % Startverhältnis
    Startverhaeltnis = k_T0 / (sTOFL*Sigma*C_LmaxT0);
end

% Flächenbelastung
x = 0:Flaechenbelastung_Landung:Flaechenbelastung_Landung*2;
% Schub-Gewichtsverhältnis
y = Startverhaeltnis*x;

% 3. FUNKTION: 2.SEGMENT
if app.Streckung.Value == 0 && app.ERGEBNIS2Segment.Value > 0
    % gegebenes Schub-Gewichtsverhältnis
    SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment = app.ERGEBNIS2Segment.Value;
    % Flügelstreckung
    Prmr1 = (SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment*(N-1)/N) - Steigwinkel_2Segment;
    A = CL_2Segment^2/(pi*e_aus*((Prmr1*CL_2Segment)-C_D0-C_Dflap_2Segment));
    % Ausgabe der Flügelstreckung
    app.Streckung.Value = A;
else
    % Profilwiderstand
    C_DP = C_D0 + C_Dflap_2Segment;
    % InduzierteWiderstand
    C_DI = (CL_2Segment^2)/(pi*A*e_aus);
    % Der Widerstand
    C_D = C_DP + C_DI;
    % Gleitzahl 2.Segment
    E_2.Segment = CL_2Segment / C_D;
    % SCHUB-GEWICHTSVERHÄLTNIS BEI 2.SEGMENT
    SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment = ((1/E_2.Segment) + Steigwinkel_2Segment) * N/(N-1);
end

% 4. FUNKTION: DURCHSTARTMANÖVER
if app.Streckung.Value == 0 && app.ERGEBNISDurchstartmanoever.Value > 0
    % gegebenes Schub-Gewichtsverhältnis
    SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart = app.ERGEBNISDurchstartmanoever.Value;
    % Flügelstreckung
    Prmr2=((SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart*(N-1)/N)/Massenverhaeltnis)-Steigwinkel_start;
    A=CL_Durchstart^2/(pi*e_aus*((Prmr2*CL_Durchstart)-C_D0-C_Dflap_Durchstart-C_Dgear));
    % Ausgabe der Flügelstreckung
    app.Streckung.Value = A;

    % 3. FUNKTION: 2.SEGMENT
    % Profilwiderstand
    C_DP = C_D0 + C_Dflap_2Segment;
    % InduzierteWiderstand
    C_DI = (CL_2Segment^2)/(pi*A*e_aus);
    % Der Widerstand
    C_D = C_DP + C_DI;
    % Gleitzahl 2.Segment

```

```

E_2.Segment = CL_2Segment / C_D;
% SCHUB-GEWICHTSVERHÄLTNIS BEI 2.SEGMENT
SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment=((1/E_2.Segment)+Steigwinkel_2Segment)*N/(N-1);

else
% Profilwiderstand
C_DP = C_D0 + C_Dflap_Durchstart + C_Dgear;
% InduzierteWiderstand
C_DI = (CL_Durchstart^2)/(pi*A*e_aus);
% Der Widerstand
C_D = C_DP + C_DI;
% Gleitzahl bei 2.Segment
E_Durchstart = CL_Durchstart / C_D;
% SCHUB-GEWICHTSVERHÄLTNIS BEI DURCHSTARTMANÖVER
SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart=((1/E_Durchstart)+Steigwinkel_start) *
Massenverhaeltnis * N/(N-1);
end

% 5. FUNKTION: REISEFLUG
% Maximale Gleitzahl
Emax = k_E * sqrt (A/benetzte_Oberflaeche);
% Auftriebsbeiwert bei max. Widerstand
C_Lmd = (pi * A * e_ein)/(2 * Emax);
% Auftriebsbeiwert im Reiseflug
C_L = C_Lmd/(Geschwindigkeit_Verhaeltnis^2);
% tat. Auftriebsbeiwert / Auftriebsbeiwert bei mit geringstem Widerstand: C_L/C_Lmd
Auftriebsverhaeltnis = 1/(Geschwindigkeit_Verhaeltnis^2);
% Tatsächliche Gleitzahl
E = (2*Emax)/((1/Auftriebsverhaeltnis)+Auftriebsverhaeltnis);
% Flughöhe
h = 0:1:15;
% Schubverhaeltnis T_CR/T_TO
Schubverhaeltnis_Cruise = (0.0013*BPR - 0.0397)*h - (0.0248*BPR) + 0.7125;
% SCHUB-GEWICHTSVERHÄLTNIS BEI REISEFLUG
Schub_Gewichtverhaeltnis = 1./(Schubverhaeltnis_Cruise*E);

p = zeros(1,length(h));
Flaechenbelastung= zeros(1,length(h));

for k = 1:length(h)
if h(k) <= 11
p(k) = p0 * (1 - ((0.19028*h(k))/h0))^5.25532;
else
p(k) = p1 * exp(-((h(k)-11)/h1));
end
%FLÄCHENBELASTUNG BEI REISEFLUG
Flaechenbelastung(k) = (C_L * M^2 * k_Luft * p(k)) / (2 * g);
end

% 6.FUNKTION: AUSGEWÄHLTE FLÄCHENBELASTUNG UND SCHUB-GEWICHTVERHÄLTNIS
% REISE & STARTSTRECKE
[AFB1,ASG1] = polyxpoly(x,y,Flaechenbelastung,Schub_Gewichtverhaeltnis);

% LANDUNG & STARTSTRECKE
AFB2 = Flaechenbelastung_Landung;
ASG2 = Flaechenbelastung_Landung * Startverhaeltnis;

% LANDUNG & REISE
AFB3 = Flaechenbelastung_Landung;
ASG3 = interp1 (Flaechenbelastung,Schub_Gewichtverhaeltnis,Flaechenbelastung_Landung,'spline');

% REISE & 2.SEGMENT
AFB4=interp1(Schub_Gewichtverhaeltnis,Flaechenbelastung,SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment,'spline');
ASG4 = SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment;

% REISE & LANDUNG (1.&2.Priorität nicht möglich) - Fall 1
if all(Flaechenbelastung_Landung < AFB1) && all(Flaechenbelastung_Landung < AFB4)
AFB = AFB3;
ASG = ASG3;
else

```



```

if (strcmp(app.OPTIMIERUNG.Value, '1.Priorität'))
    % REISE & STARTSTRECKE - Fall 2
    if all(AFB1 < Flaechenbelastung_Landung) && all(AFB1 < AFB4)
        AFB = AFB1;
        ASG = ASG1;
    % REISE & 2.SEGMENT - Fall 3
    elseif all(AFB4 < AFB1) && all(AFB4 < AFB2)
        AFB = AFB4;
        ASG = ASG4;
    end
else
    % LANDUNG & STARTSTRECKE - Fall 2
    if all(AFB1 < Flaechenbelastung_Landung) && all(AFB1 < AFB4)
        AFB = AFB2;
        ASG = ASG2;
    % REISE & 2.SEGMENT - Fall 3
    else
        AFB = AFB4;
        ASG = ASG4;
    end
end
end

% 7. FUNKTION: Max. Startmasse
% Schubverhältnis
Schubverhaeltnis = 1/(AFB*E);
% Reiseflughohe
hCR = (Schubverhaeltnis-0.7125+(0.0248*BPR))*1000/(0.0013*BPR - 0.0397);
% Temperatur bei Reise
T = 288.15 - 0.0065*hCR;
% Anweisung Temperatur
if T < 216.65
    T_CR = 216.65;
else
    T_CR = 233.04;
end
% Schallgeschwindigkeit
a = sqrt(T_CR*k_Luft*R);

% Reisefluggeschwindigkeit
if app.Reisefluggeschwindigkeit.Value > 0
    if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
        V_CR = app.Reisefluggeschwindigkeit.Value;
        V_CR = V_CR*0.514444;
    else
        V_CR = app.Reisefluggeschwindigkeit.Value;
    end
else
    if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
        V_CR = (a*M)/0.514444;
        app.Reisefluggeschwindigkeit.Value = V_CR;
    else
        V_CR = a*M;
        app.Reisefluggeschwindigkeit.Value = V_CR;
    end
end

% Anweisung für Reichweitenfaktor Bs
if (strcmp(app.Triebwerkstyp.Value, 'Jet'))
    % Reichweitenfaktor Bs
    Bs = (E*V_CR) / (SFC*g);
else
    % Reichweitenfaktor Bs
    Bs = (E*eta) / (SFC*g);
end

% Zeitfaktor Bt
Bt = Bs/V_CR;

% Betriebleermassenanteil
Betriebleermassenanteil = 0.23 + (1.04*ASG);

```

```

% DROPBOX FUEL: Missionflug Transportjet
% Engine start
if app.EngineStart.Value
    mES = 0.990;
else
    mES = 1;
end
% Taxi
if app.Taxi.Value
    mTX = 0.990;
else
    mTX = 1;
end
% Take-off
if app.Takeoff.Value
    mTO = 0.995;
else
    mTO = 1;
end
% Climb
if app.Climb.Value
    mCLB = 0.980;
else
    mCLB = 1;
end
% Descent
if app.Descent.Value
    mDES = 0.990;
else
    mDES = 1;
end
% Landing
if app.Landing.Value
    mL = 0.992;
else
    mL = 1;
end
% Cruise
if app.Cruise.Value
    mCR = e^-((Reichweite*1000)/Bs);
else
    mCR = 1;
end
% Reserve
if app.Reserve.Value
    mRES = e^-(sRES/Bs);
else
    mRES = 1;
end
% Loiters
if app.Loiter.Value
    mL0I = e^-(tL0I/Bt);
else
    mL0I = 1;
end
% Abweichung
% Climb
if app.Climb2.Value
    mCLB2 = 0.980;
else
    mCLB2 = 1;
end
% Loiters
if app.Loiter2.Value
    mL0I2 = e^-(tL0I/Bt);
else
    mL0I2 = 1;
end
% Descent
if app.Descent2.Value
    mDES2 = 0.990;
else
    mDES2 = 1;
end

```

```

end
% Reserve
if app.Reserve2.Value
    mRES2 = e^-(sRES/Bs);
else
    mRES2 = 1;
end
% Fuel fraction Mff
Mff = mES * mTX * mTO * mCLB * mDES * mL * mCR * mRES * mLOI * mCLB2 * mLOI2 * mDES2 * mRES2;
% Treibstoffanteil
Treibstoffanteil = 1 - Mff;
% Maximale Startmasse mMT0
mMT0 = mMPL / (1-Treibstoffanteil-Betriebleermassenanteil);
% Startschub TT0 aller Triebwerke
TT0 = mMT0 * g * ASG;
% Startschub eines Triebwerks
TT0_1 = TT0/N;
% Flügelfläche
Fluegelflaeche = mMT0 / AFB;
% Betriebsleermasse
Betriebsleermasse = Betriebleermassenanteil * mMT0;
% Kraftstoffmasse
Kraftstoffmasse = Treibstoffanteil * mMT0;

%-----
% AUSGABEN
if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
    % Landung in lbs/sq ft
    app.ERGEBNISLandung.Value = Flaechenbelastung_Landung*0.204816;
    % Start in sq ft/lbs
    app.ERGEBNISbeimStart.Value = Startverhaeltnis*4.88243;
    % Maximale Startmasse mMT0 in lbs
    app.ERGEBNISmaxStartmasse.Value = mMT0*2.20462;
    % Startschub aller Triebwerke in lbf
    app.ERGEBNISStartschub.Value = TT0*0.224809;
    % Startschub eines Triebwerks in lbf
    app.ERGEBNISStartschuneinesTriebwerks.Value = TT0_1*0.224809;
    % Flügelfläche in sq ft
    app.ERGEBNISFluegelflaeche.Value = Fluegelflaeche*10.7639;
    % Betriebsleermasse in lbs
    app.ERGEBNISBetriebleermasse.Value = Betriebsleermasse*2.20462;
    % Kraftstoffmasse in lbs
    app.ERGEBNISKraftstoffmasse.Value = Kraftstoffmasse*2.20462;
    % Gewählte Flächenbelastung in lbs/sq ft
    app.ERGEBNISgewaehlteFlaechenbelastung.Value = AFB*0.204816;
    % Reiseflug
    h1=h*3280.84; % m zu fuß
    Flaechenbelastung1=Flaechenbelastung*0.204816; % kg/m2 zu lb/sq ft
    app.UITable.Data = [h1, Schubverhaeltnis_Cruise', Schub_Gewichtverhaeltnis', p',
    Flaechenbelastung1'];
else
    % Landung
    app.ERGEBNISLandung.Value = Flaechenbelastung_Landung;
    % Start
    app.ERGEBNISbeimStart.Value = Startverhaeltnis;
    % Maximale Startmasse mMT0
    app.ERGEBNISmaxStartmasse.Value = mMT0;
    % Startschub aller Triebwerke
    app.ERGEBNISStartschub.Value = TT0;
    % Startschub eines Triebwerks
    app.ERGEBNISStartschuneinesTriebwerks.Value = TT0_1;
    % Flügelfläche
    app.ERGEBNISFluegelflaeche.Value = Fluegelflaeche;
    % Betriebsleermasse
    app.ERGEBNISBetriebleermasse.Value = Betriebsleermasse;
    % Kraftstoffmasse
    app.ERGEBNISKraftstoffmasse.Value = Kraftstoffmasse;
    % Gewählte Flächenbelastung
    app.ERGEBNISgewaehlteFlaechenbelastung.Value = AFB;
    % Reiseflug
    app.UITable.Data = [h', Schubverhaeltnis_Cruise', Schub_Gewichtverhaeltnis', p',
    Flaechenbelastung1'];
end

```

```

end

% 2.Segment
app.ERGEBNIS2Segment.Value = SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment;
% Durchstartmanöver
app.ERGEBNISDurchstartmanoever.Value = SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart;
% Gewählte Schub-Gewichtsverhältnis
app.ERGEBNISgewaehlteSchubGewichtsverhaeltnis.Value = ASG;
% Betriebsleermassenanteil mOE/mMTO
app.Betriebsleermassenanteil.Value = Betriebleermassenanteil;
% Reichweitenfaktor Bs
app.Bs.Value = Bs;
% Zeitfaktoren Bt
app.Bt.Value = Bt;
% Treibstoffanteil von Reiseflug
app.Mff_CR.Value = mCR;
% Treibstoffanteil für die erforderliche zusätzliche Reserveflugstrecke
if app.Reserve.Value && app.Reserve2.Value
    app.Mff_RES.Value = mRES;
elseif app.Reserve.Value
    app.Mff_RES.Value = mRES;
else
    app.Mff_RES.Value = mRES2;
end
% Treibstoffanteil der Loiterzeit
if app.Loiter.Value && app.Loiter2.Value
    app.Mff_LOI.Value = mLOI;
elseif app.Loiter.Value
    app.Mff_LOI.Value = mLOI;
else
    app.Mff_LOI.Value = mLOI2;
end
% Mission fuel fraction
app.Mff.Value = Mff;
% Treibstoffanteil mF/mMTO
app.Kraftstoffanteil.Value = Treibstoffanteil;

%-----
% GRAFIK VISUALISIERUNG
% Eine Funktion zum Löschen alle Plot
cla (app.UIAxes)

if (strcmp(app.Einheiten.Value, 'Imperial (US)'))
    % 1. Funktion: LANDUNG
    % xline 1. Funktion
    % Linienfarbe: rot
    % Linienart: Durchgezogen
    % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
    Flaechenbelastung_LandungUS = Flaechenbelastung_Landung*0.204816;
    xline (app.UIAxes,Flaechenbelastung_LandungUS,'r-')
    hold (app.UIAxes, 'on')

    % 2. Funktion: START
    % plot 2. Funktion
    % Linienfarbe: grün
    % Linienart: Durchgezogen
    % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
    x = 0:Flaechenbelastung_LandungUS:Flaechenbelastung_LandungUS*2;
    y = Startverhaeltnis*4.88243*x;
    plot (app.UIAxes,x,y,'g-')

    % 3. Funktion: 2.SEGMENT
    % yline 3. Funktion
    % Linienfarbe: schwarz
    % Linienart: Durchgezogen
    % Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
    yline (app.UIAxes,SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment,'k-')

    % 4. Funktion: DURCHSTARTMANÖVER
    % yline 4. Funktion
    % Linienfarbe: magenta
    % Linienart: Durchgezogen

```

```

% Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
yline (app.UIAxes,SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart,'m-')

% 5. Funktion: REISEFLUG
% plot 5. Funktion
% Linienfarbe: blau
% Linienart: Durchgezogen
% Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
FlaechenbelastungUS = Flaechenbelastung*0.204816;
plot (app.UIAxes,FlaechenbelastungUS(1,9:end), Schub_Gewichtverhaeltnis(1,9:end), 'b')
% ENTWURFSPUNKT
% plot Entwurfspunkt
% Markierungsfarbe: magenta
% Markierung: Stern
AFBUS = AFB * 0.204816;
plot (app.UIAxes,AFBUS,ASG,'m*');
else
% 1. Funktion: LANDUNG
% xline 1. Funktion
% Linienfarbe: rot
% Linienart: Durchgezogen
% Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
xline (app.UIAxes,Flaechenbelastung_Landung,'r-')
hold (app.UIAxes, 'on')

% 2. Funktion: START
% plot 2. Funktion
% Linienfarbe: grün
% Linienart: Durchgezogen
% Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
plot (app.UIAxes,x,y,'g-')

% 3. Funktion: 2.SEGMENT
% yline 3. Funktion
% Linienfarbe: schwarz
% Linienart: Durchgezogen
% Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
yline (app.UIAxes,SchubGewichtsverhaeltnis_2Segment,'k-')

% 4. Funktion: DURCHSTARTMANÖVER
% yline 4. Funktion
% Linienfarbe: magenta
% Linienart: Durchgezogen
% Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
yline (app.UIAxes,SchubGewichtsverhaeltnis_Durchstart,'m-')

% 5. Funktion: REISEFLUG
% plot 5. Funktion
% Linienfarbe: blau
% Linienart: Durchgezogen
% Linienstärke: 0.5 (Standarteinstellung)
plot(app.UIAxes,Flaechenbelastung(1,9:end),Schub_Gewichtverhaeltnis(1,9:end),'b')

% ENTWURFSPUNKT
% plot Entwurfspunkt
% Markierungsfarbe: magenta
% Markierung: Stern
plot (app.UIAxes,AFB,ASG,'m*');
end

% Gitternetz
app.UIAxes.XMinorGrid = 'on';
app.UIAxes.YMinorGrid = 'on';
app.UIAxes.XGrid = 'on';
app.UIAxes.YGrid = 'on';

% Legende
legend(app.UIAxes, 'Landung', 'Start', '2.Segment', 'Durchstarten', 'Reiseflug', 'Entwurfspunkt');
hold (app.UIAxes, 'off')

```

Anhang C: Berechnungsbeispiel Boeing 717-200 HGW (manuell)

Landestrecke

$$V_{APP} = 1,70 \sqrt{m/s^2} \cdot \sqrt{1520m} = 66,27820 \frac{m}{s}$$

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = 0,107 \frac{kg}{m^3} \cdot 1 \cdot 1520m \cdot 2,7 = 439,128 \frac{kg}{m^2}$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{439,128 \frac{kg}{m^2}}{0,91} = 482,55824 \frac{kg}{m^2}$$

Startstrecke

$$\frac{T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO}/S_W} = \frac{2,34 \frac{m^3}{kg}}{1662m \cdot 1 \cdot 2,16} = 0,65185 \cdot 10^{-3} \frac{m^2}{kg}$$

2. Segment

$$C_L = \frac{C_{L,max,TO}}{1,44} = \frac{2,16}{1,44} = 1,5$$

$$C_L \geq 1,1 \rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot 1,5 - 0,055 \rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,02$$

$$C_{D,0} = 0,02$$

$$\Delta C_{D,slat} = \text{vernachlässigt}$$

$$\Delta C_{D,gear} = 0 \text{ (JAR25 – Fahrwerk eingefahren)}$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} \rightarrow C_{D,P} = 0,02 + 0,02 = 0,04$$

$$L/D = \frac{1,5}{0,04 + \frac{1,5^2}{\pi \cdot 8,675 \cdot 0,7}} = 9,49721$$

$$\sin \gamma \approx \frac{\text{Steiggradient}}{100} \approx 0,024$$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{2}{2-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{9,49721} + 0,024 \right) = 0,258588$$

Steigrate beim Durchstartmanöver

$$C_L = \frac{C_{L,max,L}}{1,69} = \frac{2,7}{1,69} = 1,59763$$

$$C_L \geq 1,1 \rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot 1,59763 - 0,055 \rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,02488$$

$$C_{D,0} = 0,02$$

$$\Delta C_{D,slat} = \text{vernachlässigt}$$

$$\Delta C_{D,gear} = 0 \text{ (JAR25 - Fahrwerk eingefahren)}$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} \rightarrow C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} = 0,04488$$

$$L/D = \frac{1,59763}{0,04488 + \frac{1,59763^2}{\pi \cdot 8,675 \cdot 0,7}} = 8,941615$$

$$\sin \gamma \approx \frac{\text{Steiggradient}}{100} \approx 0,021$$

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0,91$$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{2}{2-1}\right) \cdot \left(\frac{1}{8,941615} + 0,021\right) \cdot 0,91 = \mathbf{0,2417626}$$

Reiseflug

$$S_{wet}/S_W = 6$$

$$(L/D)_{max} = E_{max} = k_E \cdot \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_W}} \rightarrow 14,9 \cdot \sqrt{\frac{8,675}{6}} = 17,91618$$

$$C_{L,md} = \frac{\pi \cdot A \cdot e}{2 \cdot E_{max}} = \frac{\pi \cdot 8,675 \cdot 0,85}{2 \cdot 17,91618} = 0,64649$$

$$\frac{V}{V_{md}} = 1$$

$$C_L = \frac{0,64649}{(1)^2} = 0,64649$$

$$\frac{C_L}{C_{L,md}} = 1$$

$$L/D = E = \frac{2 \cdot 17,91618}{\frac{1}{(1)} + (1)} = 17,91618$$

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

Schub-Gewichtsverhältnis im Reiseflug:

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

Flächenbelastung im Reiseflug:

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

REISEFLUG				
Hohe [km]	T_{CR}/T_{TO}	Schub-Gewicht	p (h) [Pa]	Flächenbelastung $\left[\frac{m^2}{kg}\right]$
0	0.597	0.094	101325.00	2771.33
1	0.563	0.099	89873.89	2458.14
2	0.530	0.105	79493.96	2174.23
3	0.496	0.113	70106.81	1917.49
4	0.462	0.121	61638.11	1685.86
5	0.429	0.130	54017.48	1477.43
6	0.395	0.141	47178.36	1290.37
7	0.361	0.154	41057.91	1122.97
8	0.328	0.170	35596.87	973.61
9	0.294	0.190	30739.47	840.75
10	0.261	0.214	26433.27	722.97
11	0.227	0.246	22629.10	618.93
12	0.193	0.289	19330.38	528.70
13	0.160	0.350	16510.38	451.57
14	0.126	0.443	14101.78	385.70
15	0.092	0.605	12044.55	329.43

Maximale Startmasse

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}}$$

- $SCF_T = 0,0000142 \text{ kg/N/s}$ (von Skript: ZTL, hohes Nebenstromverhältnis)

Von Diagramm ablesen: keine Möglichkeit zur Auswahl der Priorität. Angenommene Werte sind:

$$T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g) = 0,3216$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = 482,556 \frac{kg}{m^2}$$

Phase	M_{ff} nach Flugphase [Roskam I]
	Transport Jets
Engine start	0,990
Taxi	0,990
Take-off	0,995
Climb	0,980
Descent	0,990
Landing	0,992

Reichweitenfaktor (Breguet range factor) eines Jets:

$$B_s = \frac{E \cdot V_{cr}}{SCF_T \cdot g} = \frac{17,91618 \cdot 225.308 \text{ m/s}}{0,0000142 \text{ kg/N/s} \cdot 9.81 \text{ m/s}^2} = 28977751,1 \text{ m}$$

$$B_t = \frac{B_s}{V_{cr}} = 128613,9467 \text{ s}$$

Treibstoffmassenanteil der Auslegungsreichweite $R = s_{CR} = 2915000 \text{ m}$:

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{s_{CR}}{B_s}} = 0,9042997$$

Treibstoffmassenanteil für die erforderliche zusätzliche Reserveflugstrecke R_{res} :

$$M_{ff,RES} = e^{-\frac{R_{res}}{B_s}} = 0,987299$$

Massenverhältnis abhängig mit Loiterszeit:

$$M_{ff,LOI} = e^{-\frac{t_{loiter}}{B_t}} = 0,979226$$

Standartflug:

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

$$M_{ff,std} = 0,995 \cdot 0,980 \cdot 0,9042997 \cdot 0,990 \cdot 0,992 = 0,86598$$

Flug zum Ausweichungsplatz:

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

$$M_{ff,res} = 0,980 \cdot 0,987299 \cdot 0,979226 \cdot 0,990 = 0,9379785$$

Treibstoffanteil:

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} = 0,81227$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = (1 - m_{ff}) = 0,187729$$

Betriebsleermassenanteil:

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0,23 + 1,04 \cdot 0,3216 = 0,56446$$

Max. Startmasse:

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = \frac{14515kg}{1 - 0,187729 - 0,56446} = 58572,864kg$$

Startschub

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right)$$
$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot 9,81 \frac{m}{s^2} \cdot 0,3216 = 184791,2943N = 41542,73lb$$
$$T_{TO,One\ Engine} = \frac{T_{TO}}{2} = 92395,64717N = 20771,365lb$$

Flügelfläche

$$S_W = \frac{m_{MTO}}{\left(\frac{m_{MTO}}{S_W} \right)} \rightarrow S_W = \frac{58572,864kg}{482,558 \frac{kg}{m^2}} = 121,379946m^2$$

Betriebsleermasse

$$m_{OE} = \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} \rightarrow m_{OE} = 0,56446 \cdot m_{MTO} = 33062,0388kg$$

Kraftstoffmasse

$$m_F = \frac{m_F}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} \rightarrow m_F = 0,187729 \cdot m_{MTO} = 10995,82519kg$$

Anhang D: Berechnungsbeispiel Boeing 717-200 HGW (Matlab)

Einheiten Metric (SI)

Triebwerkstyp Jet

Anzahl der Triebwerke 2

Reichweite [km - NM] 2915

Auftriebsbeiwert bei der Landung 2.7

Auftriebsbeiwert beim Start 2.16

Sicherheitsstrecke [m - ft] 1662

Bei der Landung bitte nur ein ausfüllen:

Landstrecke [m - ft] 911.8

Sicherheitslandstrecke [m - ft] 1520

Falls vorhanden bitte eingeben:

Reisefluggeschwindigkeit [m/s - kt] 225.3

FLUGMISSION

Engine Start

Taxi

Take-off

Climb

Cruise

Loiter

Descent

Landing

Reserve

Abweichungen:

Climb

Loiter

Descent

Reserve

Maximale Nutzlast [kg - lbs] 1.452e+4

Streckung 8.675

Höhe des Flughafens [m - ft] 0

Nebenstromverhältnis 4.66

Relative benetzte Oberfläche [6-6.2] 6

Geschwindigkeitsverhältnis [1-1.316] 1

Machzahl 0.77

Zulassungsbasis CS-25

Art des Flugs Domestic

Optimierung 1. Priorität

SFC-T bzw. SFC-P ZTL hohes Nebe...

BEARBEITEN

Höhe [km - ft]	Schubverhältnis	Schub-Gewichtsverhältnis	Druck [Pa]	Flächenbelastung [kg/m ² - lb/sq ft]
0	0.5969	0.0835	101325	2.7713e+03
1	0.5633	0.0991	8.9674e+04	2.4561e+03
2	0.5296	0.1054	7.9494e+04	2.1742e+03
3	0.4960	0.1125	7.0107e+04	1.9175e+03
4	0.4624	0.1207	6.1639e+04	1.6859e+03
5	0.4287	0.1302	5.4018e+04	1.4775e+03
6	0.3951	0.1413	4.7179e+04	1.2904e+03
7	0.3614	0.1544	4.1059e+04	1.1230e+03
8	0.3278	0.1703	3.5598e+04	973.6304
9	0.2942	0.1897	3.0740e+04	840.7754
10	0.2605	0.2143	2.6434e+04	722.9962

ENTWURFSDIAGRAMM

Flächenbelastung bei Landung [kg/m ² - lb/sq ft]	482.6
Verhältnis beim Start [m ² /kg - sq ft/lbs]	0.0006518
Schub-Gewichtsverhältnis bei 2.Segment	0.2586
Schub-Gewichtsverhältnis bei Durchstartmanöver	0.2418
gewählte Schub-Gewichtsverhältnis	0.3216
gewählte Flächenbelastung [kg/m ² - lb/sq ft]	482.6
Maximale Startmasse [kg - lbs]	5.857e+04
Startschub aller Triebwerke [N - lb]	1.848e+05
Startschub eines Triebwerks [N - lb]	9.238e+04
Flügelfläche [m² - sq ft]	121.4

Betriebsleermassenanteil	0.5644
Reichweitenfaktor BS	2.898e+07
Mff Cruise	0.9043
Mff Reserve	0.9873
Mff Loiter	0.9792
Zeitfaktor Bt	1.286e+05
Mission fuel fraction Mff	0.8123
Kraftstoffanteil mF/mMTO	0.1877
Betriebsleermasse mOE [kg - lbs]	3.306e+04
Kraftstoffmasse mF [kg - lbs]	10994.7118193

Anhang E: Berechnungsbeispiel Airbus 320-200 (manuell)

Landestrecke

$$V_{APP} = 1,70 \sqrt{m/s^2} \cdot \sqrt{1500m} = 65,84 \frac{m}{s}$$

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = 0,107 \frac{kg}{m^3} \cdot 1 \cdot 1500m \cdot 2,9 = 465,45 \frac{kg}{m^2}$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{465,45 \frac{kg}{m^2}}{0,73} = 637,6027 \frac{kg}{m^2}$$

Startstrecke

$$\frac{T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO}/S_W} = \frac{2,34 \frac{m^3}{kg}}{2090m \cdot 1 \cdot 2,32} = 0,48259 \cdot 10^{-3} \frac{m^2}{kg}$$

2. Segment

$$C_L = \frac{C_{L,max,TO}}{1,44} = \frac{2,32}{1,44} = 1,61$$

$$C_L \geq 1,1 \rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot 1,61 - 0,055 \rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,0255$$

$$C_{D,0} = 0,02$$

$$\Delta C_{D,slat} = \text{vernachlässigt}$$

$$\Delta C_{D,gear} = 0 \text{ (JAR25 – Fahrwerk eingefahren)}$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} \rightarrow C_{D,P} = 0,0255 + 0,02 = 0,0455$$

$$L/D = \frac{1,61}{0,0455 + \frac{1,61^2}{\pi \cdot 10,3 \cdot 0,7}} = 10,06646$$

$$\sin \gamma \approx \frac{\text{Steiggradient}}{100} \approx 0,024$$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{2}{2-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{10,06646} + 0,024 \right) = 0,246679$$

Steigrate beim Durchstartmanöver

$$C_L = \frac{C_{L,max,L}}{1,69} = \frac{2,9}{1,69} = 1,715976$$

$$C_{D,0} = 0,02$$

$$C_L \geq 1,1 \rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,05 \cdot 1,715976 - 0,055 \rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,030798$$

$$\Delta C_{D,slat} = \text{vernachlässigt}$$

$$\Delta C_{D,gear} = 0 \text{ (JAR25 - Fahrwerk eingefahren)}$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} \rightarrow C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} = 0,0507988$$

$$L/D = \frac{1,715976}{0,0507988 + \frac{1,715976^2}{\pi \cdot 10,3 \cdot 0,7}} = 9,49117$$

$$\sin \gamma \approx \frac{\text{Steiggradient}}{100} \approx 0,021$$

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0,73$$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{2}{2-1}\right) \cdot \left(\frac{1}{9,49117} + 0,021\right) \cdot 0,73 = \mathbf{0,184487}$$

Reiseflug

$$S_{wet}/S_W = 6$$

$$(L/D)_{max} = E_{max} = k_E \cdot \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_W}} \rightarrow 14,9 \cdot \sqrt{\frac{10,3}{6}} = 19,522222$$

$$C_{L,md} = \frac{\pi \cdot A \cdot e}{2 \cdot E_{max}} = \frac{\pi \cdot 10,3 \cdot 0,85}{2 \cdot 19,522222} = 0,704444$$

$$\frac{V}{V_{md}} = 1$$

$$C_L = \frac{0,704444}{(1)^2} = 0,704444$$

$$\frac{C_L}{C_{L,md}} = 1$$

$$L/D = E = \frac{2 \cdot 19,522222}{\frac{1}{(1)} + (1)} = 19,522222$$

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

Schub-Gewichtsverhältnis im Reiseflug:

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

Flächenbelastung im Reiseflug:

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

REISEFLUG				
Hohe	T_CR/T_TO	Schub-Gewicht	p(h)	Flächenbelastung
0	0,5637	0,0909	101325,00	3098,71
1	0,5318	0,0963	89873,89	2748,52
2	0,4999	0,1025	79493,96	2431,08
3	0,4680	0,1095	70106,81	2144,00
4	0,4361	0,1175	61638,11	1885,01
5	0,4042	0,1267	54017,48	1651,96
6	0,3723	0,1376	47178,36	1442,80
7	0,3404	0,1505	41057,91	1255,63
8	0,3085	0,1660	35596,87	1088,62
9	0,2766	0,1852	30739,47	940,07
10	0,2447	0,2093	26433,27	808,38
11	0,2128	0,2407	22629,10	692,04
12	0,1809	0,2832	19330,38	591,16
13	0,1490	0,3438	16510,38	504,92
14	0,1171	0,4374	14101,78	431,26
15	0,0852	0,6012	12044,55	368,35

Maximale Startmasse

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}}$$

- $SCF_T = 0,0000142 \text{ kg/N/s}$ (von Skript: ZTL, hohes Nebenstromverhältnis)

Von der Grafik entscheide ich mich 1. Priorität, weil ich bei Dimensionierung möglich ein geringes Schub-Gewichtverhältnis erreichen will. Zur Vereinfachung werden die Parameter genauso wie in App genommen:

$$T_{TO}/(m_{MTO} \cdot g) = 0,2844$$

$$m_{MTO}/S_W = 589,4 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

Phase	M_{ff} nach Flugphase [Roskam I]
	Transport Jets
Engine start	0,990
Taxi	0,990
Take-off	0,995
Climb	0,980
Descent	0,990
Landing	0,992

Reichweitenfaktor (Breguet range factor) eines Jets:

$$B_s = \frac{E \cdot V_{cr}}{SCF_T \cdot g} = \frac{19,522222 \cdot 230,2 \text{ m/s}}{0,0000142 \text{ kg/N/s} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2} = 32260954,65 \text{ m}$$

$$B_t = \frac{B_s}{V_{cr}} = 140143,1566 \text{ s}$$

Treibstoffmassenanteil der Auslegungsreichweite $R = s_{CR} = 6112000 \text{ m}$:

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{s_{CR}}{B_s}} = 0,8274099$$

Standartflug:

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

$$M_{ff} = M_{ff,std} = 0,995 \cdot 0,980 \cdot 0,8274099 \cdot 0,990 \cdot 0,992 = 0,792349$$

Treibstoffanteil:

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = (1 - m_{ff}) = 0,20765$$

Betriebsleermassenanteil:

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0,23 + 1,04 \cdot 0,2844 = 0,525776$$

Max. Startmasse:

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = \frac{19900 \text{ kg}}{1 - 0,20765 - 0,525776} = 74650,9412 \text{ kg}$$

Startschub

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

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 0,2844 = 208273,4385 \text{ N}$$

$$T_{TO,One Engine} = \frac{T_{TO}}{2} = 104136,7193 \text{ N}$$

Flügelfläche

$$S_W = \frac{m_{MTO}}{\left(\frac{m_{MTO}}{S_W}\right)} \rightarrow S_W = \frac{74650,9412kg}{589,4 \frac{kg}{m^2}} = 126,6558m^2$$

Betriebsleermasse

$$m_{OE} = \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} \rightarrow m_{OE} = 0,525776 \cdot m_{MTO} = 39249,673kg$$

Kraftstoffmasse

$$m_F = \frac{m_F}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} \rightarrow m_F = 0,20765 \cdot m_{MTO} = 15501,2679kg$$

Anhang F: Berechnungsbeispiel Airbus 320-200 (Matlab)

Einheiten Metric (SI)

Triebwerkstyp Jet

Anzahl der Triebwerke 2

Reichweite [km - NM] 6112

Auftriebsbeiwert bei der Landung 2.9

Auftriebsbeiwert beim Start 2.32

Sicherheitsstartsrecke [m - ft] 2090

Bei der Landung bitte nur ein ausfüllen:

Landestrecke [m - ft] 899.8

Sicherheitslandsstrecke [m - ft] 1500

Falls vorhanden bitte eingeben:

Reisefluggeschwindigkeit [m/s - kt] 230.2

Maximale Nutzlast [kg - lbs] 1.99e+04

Streckung 10.3

Höhe des Flughafens [m - ft] 0

Nebenstromverhältnis 6

Relative benetzte Oberfläche [6-6.2] 6

Geschwindigkeitsverhältnis [1-1.316] 1

Machzahl 0.78

Zulassungsbasis CS-25

Art des Flugs Domestic

Optimierung 1. Priorität

SFC-T bzw. SFC-P ZTL hohes Nebe...

FLUGMISSION

Engine Start

Taxi

Take-off

Climb

Cruise

Loiter

Descent

Landing

Reserve

Abweichungen:

Climb

Loiter

Descent

Reserve

ENTWURFSDIAGRAMM

Betriebsleermassenanteil	0.5258
Reichweitenfaktor Bs	3.225e+07
Mff Cruise	0.8274
Mff Reserve	1
Mff Loiter	1
Zeitfaktor Et	1.401e+05
Mission fuel fraction Mff	0.7923
Kraftstoffanteil mF/mMTO	0.2077
Betriebsleermasse mOE [kg - lbs]	3.926e+04
Kraftstoffmasse mF [kg - lbs]	1.551e+04

Flächenbelastung bei Landung [kg/m2 - lbs/sq ft]	637.6
Verhältnis beim Start [m2/kg - sq ft/lbs]	0.0004826
Schub-Gewichtsverhältnis bei 2. Segment	0.2468
Schub-Gewichtsverhältnis bei Durchstartmanöver	0.1845
gewählte Schub-Gewichtsverhältnis	0.2844
gewählte Flächenbelastung [kg/m2 - lbs/sq ft]	589.4
Maximale Startmasse [kg - lbs]	7.467e+04
Startschub aller Triebwerke [N - lb]	2.083e+05
Startschub eines Triebwerks [N - lb]	1.042e+05
Flügelfläche [m2 - sq ft]	126.7

BEARBEITEN

Höhe [km - ft]	Schubverhältnis	Schub-Gewichtsverhältnis	Druck [Pa]	Flächenbelastung [kg/m2 - lb/sq ft]
0	0.5637	0.0909	101325	3.0987e+03
1	0.5318	0.0963	8.9874e+04	2.7485e+03
2	0.4999	0.1025	7.9494e+04	2.4311e+03
3	0.4680	0.1095	7.0107e+04	2.1440e+03
4	0.4361	0.1175	6.1639e+04	1.8650e+03
5	0.4042	0.1267	5.4018e+04	1.6520e+03
6	0.3723	0.1376	4.7179e+04	1.4428e+03
7	0.3404	0.1505	4.1059e+04	1.2557e+03
8	0.3085	0.1660	3.5598e+04	1.0886e+03
9	0.2766	0.1852	3.0740e+04	940.0948
10	0.2447	0.2093	2.6434e+04	808.4025