



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

## **Masterarbeit**

Mehria Noory-Qatey

# **Entwurf eines viersitzigen Flugzeugs aus carbonfaserverstärkten Rumpf mit Elektromotoren**

*Fakultät Technik und Informatik  
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

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

**Mehria Noory-Qatey**

**Entwurf eines viersitzigen Flugzeugs aus  
carbonfaserverstärkten Rumpf mit  
Elektromotoren**

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

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

Erstprüfer: Professor Werner Granzeier  
Zweitprüfer: Dipl.-Ing. Claus Cordes

Abgabedatum: 03.01.2022

# **Zusammenfassung**

## **Thema der Masterthesis**

Entwurf eines viersitzigen Flugzeugs aus carbonfaserverstärkten Rumpf mit Elektromotoren

## **Stichworte**

Flugleistung, Flugzeugentwurf, Elektromotoren, Kleinflugzeug, Flugzeugrumpf, Carbonfaserverstärkter Kunststoff (CFK)

## **Kurzzusammenfassung**

In der Luft- und Raumfahrt besteht ein größerer Anteil der Struktur meist aus leichtbaugerechtem Material. Bei Verkehrsflugzeugen ist eine derartige Umsetzung seit längerem bekannt. Bei Kleinflugzeugen allerdings ist selten eine solche Optimierung vorgenommen worden. Die Struktur eines heutigen Kleinflugzeugs besteht zum größten Teil aus Aluminium. Durch die Optimierung der Struktur mit carbonfaserverstärktem Kunststoff kann man bedeutende Vorteile sowohl für die Umwelt als auch für den Verbraucher gewinnen. Hierdurch wird neben der Masseneinsparung auch an Festigkeit gewonnen.

Im Rahmen dieser Masterarbeit wird ein Kleinflugzeug entworfen, dessen Rumpf aus carbonfaserverstärktem Kunststoff besteht. Das Flugzeug soll eine Kapazität für vier Sitze in Flugrichtung enthalten und zusätzlich Platz für Sonderwünsche bieten. Außerdem sollen die Triebwerke durch Elektromotoren angetrieben werden. Hierfür werden die Elektromotoren aus dem schon vorhandenen Elektroflugzeug E-Fan von Airbus auf ihre Eignung hin untersucht.

## **Title of the paper**

Design of a four-seater aircraft using a carbon fiber reinforced fuselage and electric motors

## **Keywords**

Flight performance, aircraft design, electric motors, four-seater aircraft, aircraft fuselage, carbon fiber reinforced plastic (CFRP)

## **Abstract**

In aerospace, a significantly larger part of the structure is usually built with some sort of lightweight material. Therefore, in commercial aircraft, such an implementation has been used for a considerably long time; whereas in small aircraft, such an optimization has rarely been undertaken. Currently modern, small aircraft generally are built with more aluminum rather than lightweight material. The proposal of fiber composite optimization to the main structure of an aircraft can be very beneficial, both environmentally and economically.

In addition to the massive monetary savings, the strength of the aircraft will be increased.

In Conclusion, in this master thesis, a small aircraft has been designed with a fuselage made of fiber composite. The airplane shall accommodate four seats and additional spaces for upcoming requests. In addition, the engines are designed to be powered by electric motors. For this purpose, the electric motors from the already existing electric aircraft E-Fan from Airbus are being examined.

# Danksagung

An dieser Stelle möchte ich mich bei all diejenigen bedanken, die mich während der Anfertigung dieser Masterarbeit motiviert und unterstützt haben.

Zuerst gebührt mein Dank Herrn Professor Werner Granzeier, den ich die Anregung zum Thema meiner Masterarbeit danke. Er hat sich sofort bereit erklärt die Arbeit zu betreuen und zu begutachten.

Ich bedanke mich bei Dipl. -Ing Claus Cordes für die hilfreiche Anregung und die konstruktive Kritik bei der Erstellung dieser Arbeit.

Ein besonderer Dank geht an meine Freundinnen, die mir mit viel Geduld, Interesse und Hilfsbereitschaft durch das ganze Studium und während der Masterarbeit zur Seite standen.

Bedanken möchte ich mich auch für die zahlreichen interessanten Debatten und Ideen, die maßgeblich dazu beigetragen haben, dass diese Masterarbeit in dieser Form vorliegt.

Außerdem möchte ich Katrin Harder für das Korrekturlesen meiner Masterarbeit danken.

Anschließend möchte ich mich bei meiner Familie, insbesondere bei meinen Eltern und meinem Ehemann, bedanken, die mir mein Studium durch ihre Unterstützung ermöglicht haben und stets ein offenes Ohr für mich hatten.

# Inhaltsverzeichnis

<b>Nomenklatur .....</b>	<b>III</b>
<b>Abbildungsverzeichnis .....</b>	<b>IX</b>
<b>Tabellenverzeichnis .....</b>	<b>X</b>
<b>1 Einleitung .....</b>	<b>1</b>
1.1 Motivation .....	1
1.2 Ziel der Arbeit .....	2
1.3 Aufbau der Arbeit .....	2
<b>2 Stand der Technik .....</b>	<b>3</b>
2.1 Faserverbundflugzeuge .....	3
2.2 Elektromotoren .....	4
<b>3 Konzeptphase .....</b>	<b>8</b>
3.1 Konzeptvorstellung .....	8
3.1.1 Konzept 1 .....	8
3.1.2 Konzept 2 .....	9
3.1.3 Konzept 3 .....	10
3.2 Bewertung der Komponenten .....	11
3.3 Konzeptauswahl .....	12
<b>4 Auslegung des Flugzeugs .....</b>	<b>13</b>
4.1 Massenabschätzung .....	14
4.2 Leistungsüberprüfung .....	15
4.2.1 Startvorgang .....	16
4.2.2 Reiseflug .....	20
4.3 Rumpfauslegung .....	20
4.3.1 Auslegung von Cockpit und Kabine .....	21
4.3.2 Auslegung der Türen .....	23
4.4 Flügelauslegung .....	23
4.4.1 Flügelpfeilung .....	24
4.4.2 Relative Profildicke .....	24
4.4.3 Zuspitzung .....	24
4.4.4 V-Winkel .....	25
4.4.5 Schränkung .....	25
4.4.6 Hochauftriebshilfen .....	25
4.4.7 Flügelkasten .....	25
4.4.8 Querruder .....	26
4.4.9 Spoiler .....	26
4.4.10 Übersicht der Flügelparameter und Flügelabbildung .....	27
4.5 Leitwerksauslegung I .....	29

4.5.1	Höhenleitwerk .....	29
4.5.2	Seitenleitwerk.....	30
4.5.3	Übersicht der Höhen- und Seitenleitwerksparameter.....	31
4.6	Massenberechnung .....	32
4.6.1	Class I Massenprognose nach (RAYMER, 1989).....	33
4.6.2	Class II Massenprognose nach (TORENBEEK, 1988).....	34
4.7	Schwerpunkt des Flugzeugs und Flügelpositionierung.....	37
4.8	Leitwerksauslegung II .....	39
4.8.1	Höhenleitwerksauslegung .....	39
4.8.2	Seitenleitwerksauslegung .....	40
4.9	Fahrwerke.....	41
4.10	Polare.....	46
4.11	Drei Seiten Ansicht des Flugzeugs.....	49
4.12	Direkte Betriebskosten .....	51
4.12.1	Abschreibung .....	51
4.12.2	Zinsen.....	53
4.12.3	Versicherung .....	53
4.12.4	Stromkosten.....	53
4.12.5	Personalkosten.....	54
4.12.6	Gebühren .....	54
4.12.7	Wartungskosten.....	54
4.12.8	Gesamte jährliche Betriebskosten .....	55
<b>5</b>	<b>Fazit .....</b>	<b>56</b>
5.1	Zusammenfassung.....	56
5.2	Auswertung .....	57
	<b>Literaturverzeichnis.....</b>	<b>58</b>
	<b>Anhang .....</b>	<b>60</b>
	<b>Selbständigkeitserklärung.....</b>	<b>68</b>

# Nomenklatur

## Lateinisch

Symbol	Bezeichnung	Einheit
A	Streckung	[-]
b	Spannweite	[m]
b <sub>s</sub>	strukturelle Spannweite	[m]
c	<i>chord</i> , Flügeltiefe	[m]
C <sub>C</sub>	Personalkosten	[USD]
C <sub>D</sub>	Widerstandsbeiwert	[-]
C <sub>D,0</sub>	Nullwiderstandsbeiwert	[-]
C <sub>D,i</sub>	Induzierter Widerstandsbeiwert	[-]
C <sub>D,wave</sub>	Wellenwiderstandsbeiwert	[-]
C <sub>DEP</sub>	Abschreibung	[USD]
C <sub>ELEC</sub>	Stromkosten	[USD]
C <sub>FEE</sub>	Gebühren	[USD]
C <sub>HT</sub>	Volumenbeiwert des Höhenleitwerks	[-]
C <sub>INS</sub>	Versicherungskosten	[USD]
C <sub>INT</sub>	Zinsen	[USD]
C <sub>L</sub>	Auftriebsbeiwert	[-]
C <sub>L,δ</sub>	Auftriebsbeiwert durch den Seitenruderausschlag	[-]
C <sub>Lα</sub>	Auftriebsgradient	[-]
c <sub>MAC</sub>	mittlere aerodyn. Flügeltiefe	[m]
C <sub>VT</sub>	Volumenbeiwert des Seitenleitwerks	[-]
D	Widerstand	[N]
d	Durchmesser	[m]



$d_{\text{eff}}$	Rumpfdurchmesser, gemittelt aus Höhe und Breite des Rumpfs	[m]
$e$	Oswald Faktor	[-]
$g$	Erdbeschleunigung	[m/s <sup>2</sup> ]
$h$	(Flug-)höhe	[ft] oder [m]
$L$	Auftrieb	[N]
$l$	Länge	[m] oder [mm]
$L/D$	Gleitzahl	[-]
$m$	Masse	[kg]
$n$	Anzahl	[-]
$N$	Moment um die Hochachse	[Nm]
$n_E$	Anzahl Triebwerke	[-]
$n_{\text{lim}}$	Grenzlastfaktor	[-]
$n_{\text{ult}}$	Bruchlastfaktor	[-]
$P$	Leistung	[kW]
$q$	Staudruck	[kg/ms <sup>2</sup> ]
$S$	Flügelfläche; Fläche	[m <sup>2</sup> ]
$s$	Strecke	[m]
$t$	Zeit	[s] oder [h]
$t$	Flügeldicke	[m]
$T$	Schub	[N]
$t/c$	relative Profildicke	[-]
$V$	Geschwindigkeit	[m/s]
$V_1$	Entscheidungsgeschwindigkeit	[m/s]
$V_2$	Sichere Abhebegeschwindigkeit	[m/s]
$V_{\text{LOF}}$	Abhebegeschwindigkeit	[m/s]
$V_{\text{MCA}}$	<i>minimum control</i> Geschwindigkeit in der Luft	[m/s]
$V_{\text{stall}}$	Überziehgeschwindigkeit	[m/s]

$v_w$	V-Winkel	[°]
$W$	Gewichtskraft	[N]
$x$	Position in Längsrichtung des Flugzeugs	[m]
$y$	Spannweitenposition; Position in Querrichtung des Flugzeugs	[m]
$z$	Position in Richtung der Hochachse	[m]

## Griechisch

Symbol	Bezeichnung	Einheit
$\alpha$	Anstellwinkel	[°]
$\gamma$	Steigwinkel	[°]
$\Delta$	Differenz	[-]
$\delta_F$	Ausschlagwinkel des Seitenruders	[°]
$\delta\varepsilon/\delta\alpha$	Abwindgradient	[-]
$\varepsilon_w$	Schränkung	[°]
$\eta$	Wirkungsgrad	[-]
$\lambda$	Zuspitzung	[-]
$\lambda_{\text{fuselage}}$	Schlankheitsgrad	[-]
$\mu_r$	Reibungskoeffizient	[-]
$\rho$	Dichte	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\tau$	Verhältnis der rel. Profildicke an der Flügelspitze zur Flügelwurzel	[-]
$\varphi$	Pfeilung	[°]

## Tiefgestellte Indizes

Index	Bezeichnung
( ) <sub>0</sub>	Parameter bezogen auf <i>mean sea level</i>
( ) <sub>25%</sub>	Parameter bezogen auf die 25% Linie
( ) <sub>50%</sub>	Parameter bezogen auf die 50% Linie
( ) <sub>AC</sub>	Parameter bezogen auf den aerodynamischen Mittelpunkt
( ) <sub>APP</sub>	<i>Approach</i> (Anflug)
( ) <sub>approach</sub>	<i>Approach</i> (Anflug)
( ) <sub>Baggage</sub>	Parameter bezogen auf das Gepäck
( ) <sub>cabin</sub>	Parameter bezogen auf die Kabine
( ) <sub>Cargo</sub>	Parameter bezogen auf die Fracht
( ) <sub>CG</sub>	Parameter bezogen auf den Schwerpunkt
( ) <sub>climb</sub>	Parameter bezogen auf den Steigflugzustand
( ) <sub>cockpit</sub>	Parameter bezogen auf das Cockpit
( ) <sub>crit</sub>	kritischer Wert
( ) <sub>cruise</sub>	Parameter bezogen auf den Reiseflugzustand
( ) <sub>D</sub>	Parameter bezogen auf den Widerstand
( ) <sub>D,0</sub>	Parameter bezogen auf den Nullwiderstand
( ) <sub>D,i</sub>	Parameter bezogen auf den induzierten Widerstand
( ) <sub>Delivery</sub>	Parameter bezogen auf die Auslieferung
( ) <sub>engine</sub>	Parameter bezogen auf das Triebwerk
( ) <sub>flap</sub>	Parameter bezogen auf die Landeklappen
( ) <sub>fuselage</sub>	Parameter bezogen auf den Rumpf
( ) <sub>fuselagegroup</sub>	Rumpfgruppe
( ) <sub>gear</sub>	Parameter bezogen auf das Fahrwerk
( ) <sub>ground</sub>	Parameter bezogen auf den Boden
( ) <sub>HT</sub>	Parameter bezogen auf dem Höhenleitwerk

---

( )installed	installiert
( )LE	<i>Leading Edge</i> , Vorderkante des Flügels
( )LOF	<i>Lift-Off</i>
( )MAC	Parameter bezogen auf die mittlere aerodynamische Flügeltiefe
( )maingear	Parameter bezogen auf das Hauptfahrwerk
( )max	Maximum
( )MTO	Maximum <i>Take Off</i>
( )nacelle	Parameter bezogen auf die Gondel
( )nosegear	Parameter bezogen auf das Bugfahrwerk
( )OE	<i>Operating Empty</i>
( )PAX	Parameter bezogen auf die Passagiere
( )payload	Nutzlast
( )ref	Referenz
( )required	benötigter Parameter
( )res	Reserve
( )rev	Umkehrung
( )r	Parameter bezogen auf die Wurzel
( )system	Systeme
( )take-off	Parameter bezogen auf den Startzustand
( )t	Parameter bezogen auf die Spitze
( )TO	Parameter bezogen auf den Startzustand
( )total	Gesamtwert des Parameters
( )VT	Parameter bezogen auf dem Seitenleitwerk
( )wettet	Parameter bezogen auf die benetzte Fläche
( )w	Parameter bezogen auf den Flügel
( )winggroup	Flügelgruppe

---

**Abkürzungen**

---

<b>Abkürzung</b>	<b>Bezeichnung</b>
AEA	<i>Association of European Airlines</i>
AEO	<i>All Engines Operative</i>
CFK	Carbonfaserverstärkte Kunststoffe
CO <sub>2</sub>	Kohlenstoffdioxid
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DOC	<i>Direct Operating Costs</i>
ESWL	<i>Equivalent Single Wheel Load</i>
HAW	Hochschule für Angewandte Wissenschaften
IATA	Luftverkehrsvereinigung
LCN	<i>Load Classification Number</i>
LRC	<i>Long Range Cruise</i>
MAC	<i>Mean Aerodynamic Chord</i>
MSL	<i>Mean Sea Level</i>
MTOM	<i>Maximum Take-off Mass</i>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
PAX	Passagiere
PCN	<i>Pavement Classification Number</i>
SP	Schwerpunkt
TW	Triebwerk

---

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 2-1: Anwendung von CFK im Flugzeugbau (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 2006).....	3
Abbildung 2-2: Kleinflugzeug E-Fan (L'usine Nouvelle, 2014).....	5
Abbildung 2-3: Kleinflugzeug E-Fan 2.0 (Fluglexikon, o.J.) .....	5
Abbildung 2-4: Kleinflugzeug E-Fan X (Stoffels, 2020).....	6
Abbildung 2-5: Kleinflugzeug Velis Electro von Pipistrel (Wikipedia, 2021).....	6
Abbildung 2-6: Kleinflugzeug Eviation Alice (Werwitzke, 2021) .....	7
Abbildung 2-7: NASA X-57 Maxwell (Wikipedia, 2021).....	7
Abbildung 3-1: Darstellung des ersten Konzepts.....	8
Abbildung 3-2: Darstellung des zweiten Konzepts.....	9
Abbildung 3-3: Darstellung des dritten Konzepts.....	10
Abbildung 3-4: Auswahl des Flugzeugkonzepts.....	12
Abbildung 4-1: Darstellung des Startvorgangs .....	16
Abbildung 4-2: Darstellung des Bremswegs nach einem Triebwerksausfall.....	19
Abbildung 4-3: Cockpit Abmessung für kleine Flugzeuge (Müller, 2003) .....	21
Abbildung 4-4: Darstellung der Dimensionierung des Rumpffquerschnitts .....	22
Abbildung 4-5: Rumpfwiderstand in Abhängigkeit von Schlankheitsgrad (Roskam III, 1998) ..	23
Abbildung 4-6: Flügeldarstellung .....	28
Abbildung 4-7: Darstellung des Freiheitswinkels .....	41
Abbildung 4-8: Darstellung des Heckwinkels .....	42
Abbildung 4-9: Kippwinkel in Querrichtung (ROSKAM II, 1997).....	43
Abbildung 4-10: <i>Reduction Factor</i> (TORENBEEK, 1988).....	44
Abbildung 4-11: Load Classification Number (TORENBEEK, 1988).....	45
Abbildung 4-12: Darstellung der Polare .....	48
Abbildung 4-13: Seitenansicht des Flugzeugs .....	49
Abbildung 4-14: Vorderansicht des Flugzeugs.....	49
Abbildung 4-15: Draufsicht des Flugzeugs.....	50
Abbildung 4-16: Prozentuale Aufteilung der Kosten.....	55

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 3-1: Bewertung der Konfigurationen .....	11
Tabelle 4-1: Technische Daten bestehender Flugzeuge .....	13
Tabelle 4-2: Technische Daten E-Fan .....	15
Tabelle 4-3: Ermittlung der zurückgelegten Strecke vor dem Abheben .....	18
Tabelle 4-4: Ermittlung der Strecke zum Abheben.....	18
Tabelle 4-5: Ermittlung der Bremsstrecke .....	19
Tabelle 4-6: Flügelparameter .....	27
Tabelle 4-7: Übersicht der Leitwerksparameter.....	32
Tabelle 4-8: Ermittlung der Betriebsleermasse nach der Class I Methode .....	34
Tabelle 4-9: Ermittlung der Betriebsleermasse nach der Class II Methode.....	36
Tabelle 4-10: Schwerpunktlage der Rumpfgruppe .....	38
Tabelle 4-11: Schwerpunktlage der Flügelgruppe .....	38
Tabelle 4-12: Gesamtschwerpunktlage des Flugszeugs .....	39
Tabelle 4-13: Reifenauswahl.....	43
Tabelle 4-14: Ermittlung des Nullwiderstandsbeiwert.....	47
Tabelle 4-15: Ermittlung der Abschreibungskosten.....	52

# 1 Einleitung

Fliegen ist nach wie vor ein faszinierendes Thema für die Menschen. Der erfolgreiche Bau des ersten Flugzeugs, entwickelt von den Gebrüdern Wright, liegt bereits über ein Jahrhundert zurück. Im Zuge weiterer Entwicklungen gab es zahlreiche Veränderungen in der Konstruktion und der angewandten Technik, um das Fliegen sicherer und interessanter für die Menschen zu gestalten. Dabei ist eines der wichtigen Ziele der Hersteller die Reduktion des Treibstoffverbrauchs, um sowohl die stetig ansteigenden Kosten zu senken als auch dem Klimawandel entgegenzuwirken. Die ansteigenden Kosten sind dabei nicht nur mit den variablen Treibstoffpreisen verbunden, vielmehr trägt auch das Gewicht eines Flugzeugs dazu bei. Deshalb sind Flugzeughersteller auf der ganzen Welt an leichtbaugerechter Flugzeugentwicklung interessiert. Um auch dem Klimaschutzprogramm der internationalen Luftverkehrsvereinigung (IATA) gerecht zu werden, welches das Ziel verfolgt, bis zum Jahr 2050 die Luftschadstoffemissionen um 50% zu senken, wird nebenher an zahlreichen, nahezu komplett emissionsfreien Projekten geforscht, so beispielsweise am Projekt BALIS des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) „Emissionsfrei fliegen mit Wasserstoff“.

## 1.1 Motivation

Faserverbundwerkstoffe haben in der Luftfahrt aufgrund ihres geringen Gewichts, ihrer hohen Festigkeit und hohen Steifigkeit eine bedeutsame Rolle gewonnen. Schon zu Beginn der 70er Jahre fingen die Flugzeughersteller Airbus und Boeing an, erste carbonfaserverstärkte Komponenten (CFK) zu bauen. Die Boeing 787, die im Jahre 2009 ihren Erstflug absolvierte, besteht zu 50% aus CFK. Der im Jahre 2013 entwickelte A350 von Airbus besteht sogar zu 52% aus CFK (Composites United 2020). Diese Optimierung wurde bisher nur bei Großraumflugzeugen durchgesetzt, an Kleinflugzeugen sind diese selten zu finden. Die Struktur der Kleinflugzeuge besteht zum größten Teil aus Aluminium.

Seit einigen Jahren nimmt die Bedeutung von Elektromotoren auch in der Luftfahrtbranche zu. Die Flugzeughersteller sind sehr an Flugzeugen mit Elektromotoren interessiert. Denn dadurch ist der Betrieb ohne Schadstoffemissionen möglich. Außerdem haben Elektromotoren sehr geringe Lärmemission.



## **1.2 Ziel der Arbeit**

Das Ziel dieser Arbeit ist es, ein Kleinflugzeug mit geringem Gewicht zu konstruieren. Um dies zu realisieren, wird der Rumpf des Flugzeugs aus CFK hergestellt. Außerdem muss das Flugzeug für den Transport von Passagieren geeignet sein; deshalb wird der Flieger mit insgesamt vier Sitzen in Flugrichtung ausgestattet.

Ein weiteres Ziel der Arbeit besteht darin, die Schadstoffemissionen so gering wie möglich zu halten. Aus diesem Grund werden die Triebwerke rein elektrisch durch Batterie angetrieben. Für die Elektromotoren wird überprüft, ob die vorhandenen Motoren des E-Fans von Airbus geeignet sind.

## **1.3 Aufbau der Arbeit**

Nach dem Einstieg in das Thema und die Einleitung folgt ein Einblick in den Stand der Technik bezüglich CFK Rümpfe und Elektromotoren. Anschließend werden verschiedene Flugzeugkonfigurationen vorgestellt, wovon eins für die Auslegung ausgewählt wird.

Nun kommt der Hauptteil dieser Arbeit, Kapitel 4, in dem das ausgewählte Konzept dimensioniert wird. Hierfür wird als erstes eine Massenabschätzung durchgeführt, die für die weitere Berechnungen wie Rumpfauslegung und Flügelauslegung erforderlich ist. Danach werden die Leitwerksparameter anhand von Erfahrungswerten und Statistiken aus der Literatur festgelegt. Hiernach folgt eine präzise Massenberechnung und die Bestimmung der Schwerpunktlage. Nun können mit Hilfe der gerechneten Parameter die detaillierte Leitwerksauslegung durchgeführt werden. Danach folgt die Auslegung der Fahrwerke und die Berechnung der Polaren. Hiernach kommt die Berechnung der Betriebskosten.

Zum Schluss kommt eine Zusammenfassung der Arbeit mit Auswertung.

## 2 Stand der Technik

### 2.1 Faserverbundflugzeuge

Carbonfaserverstärkte Kunststoffe gewinnen in der Luftfahrt immer mehr an Bedeutung sowohl aufgrund von Eigenschaften wie hoher Festigkeit und Steifigkeit als auch wegen ihres geringen Gewichts. Damit sind diese Werkstoffe geeignet für leichtbaugerechte Konstruktionen, um Flugzeuggewicht zu sparen und kostengünstiger zu fliegen. Auch sinkt durch die Verwendung von CFK der Ausstoß der CO<sub>2</sub>-Emissionen. (vgl carbon, 2021)

In folgender Abbildung ist der Anstieg der Anwendung von CFK über die Jahre dargestellt, gerade bei erfolgreichen Flugzeugherstellern wie Boeing und Airbus. Hauptsächlich sind Großraumflugzeuge davon betroffen. Ein steiler Anstieg ist seit dem Jahre 2002 zu erkennen. Das Passagierflugzeug A350 von Airbus besteht sogar zu etwa 50% aus CFK Material, wobei CFK vor allem für den Rumpf verwendet wird.

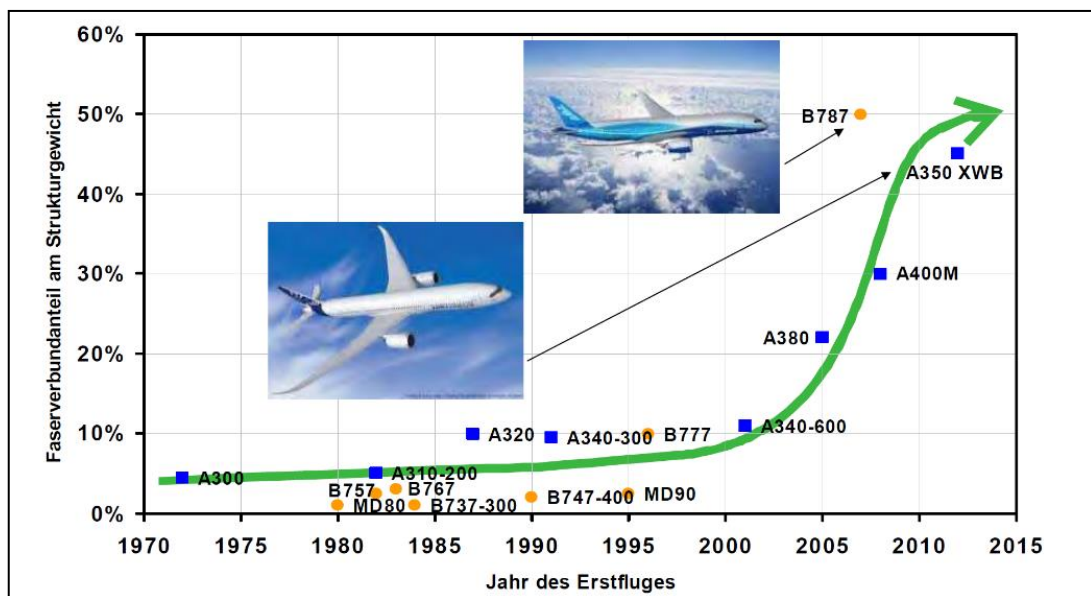


Abbildung 2-1: Anwendung von CFK im Flugzeugbau (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 2006)

Des Weiteren hat sich CFK auch bei Tragflügeln, Höhen- sowie Seitenleitwerk und Triebwerksverkleidungen verbreitet. Durch die Verwendung dieser Materialien können im Vergleich zu Flugzeugen, die hauptsächlich aus Aluminium bestehen, bis zu 20% an Gesamtflugzeuggewicht eingespart werden.

Auch bei Kleinflugzeugen ist die Anwendung von Faserverbundwerkstoffen zu finden. Im Jahr 1957 wurde das erste aus glasfaserverstärktem Kunststoff bestehende Segelflugzeug Phönix entwickelt. Hierbei wurden nicht nur Gewichtsersparnisse erzielt, sondern auch Flugleistungen und aerodynamische Eigenschaften verbessert. In der Folge wurden diese auch an Motorsegelflugzeuge angewendet. (Composites United, 2020)

## **2.2 Elektromotoren**

Der Weg zum ersten Elektroauto der Geschichte beginnt im 19. Jahrhundert, wohingegen der Erstflug eines bemannten Elektroflugzeugs im Jahr 1973 stattfand. Das Elektroflugzeug MBE1, ein einsitziger Motorsegler, angetrieben mit Druckpropellern, erreichte beim Erstflug eine Flughöhe von 360 m und flog 14 Minuten lang. (Schumann, 2018) Der Stand der Technik im Jahre 1973 ließ die Realisierung eines Elektroflugzeugs in einem größeren Ausmaß nicht zu. Heute im 21. Jahrhundert ist nicht nur das Interesse an elektrischem Fliegen gewachsen, auch die Technik hat sich weiterentwickelt. Viele große Flugzeughersteller sowie Start-up Unternehmen setzen sich mit elektrischem Fliegen auseinander, und eine Vielzahl an Prototypen wurde bereits auf dem Markt präsentiert. Dabei gibt es Elektroflugzeuge, die ihre Leistung aus einer Batterie gewinnen, die vorher am Boden geladen wird, aber auch solche, die den Strom während des Fluges erzeugen oder Strom nutzen, der mit Hilfe einer Gasturbine generiert wird. Letztere zählen zur Kategorie hybrid. Die Anzahl der elektrischen Flugzeugprojekte ist in den letzten Jahren stark gewachsen, weshalb im Folgenden auf aktuellere Entwicklungen eingegangen wird.

### **Airbus E-Fan, E-Fan 2.0 und E-Fan X**

Airbus zählt seit langem zu den größten Flugzeugherstellern weltweit. Aus diesem Grund war das Thema des elektrischen Fliegens eine weitere Herausforderung für das Unternehmen. In nur 18 Monaten entwickelte Airbus in Kooperation mit der Firma Siemens ein zweisitziges Elektroflugzeug, das im März 2014 seinen Erstflug absolvierte. (Wikipedia, 2021)



Abbildung 2-2: Kleinflugzeug E-Fan (L'usine Nouvelle, 2014)

Angetrieben wird es von zwei Mantelstrompropellern; dabei weisen die Elektromotoren eine Gesamtleistung von 64 kW auf, um eine Durchschnittsgeschwindigkeit von 160 km/h zu erreichen. Als Energiespeicher sind Lithium-Ionen-Akkus angebracht, die in den Tragflächen nahe am Rumpf liegen. (Golem, o.J.)

Für die Serienfertigung war das E-Fan 2.0 vorgesehen, dessen Erstflug wenig später im selben Jahr erfolgte. Das Fahrwerk wurde gegenüber dem Vorgängermodell verändert und die Flügelenden wurden mit Winglets versehen. (Fluglexikon, o.J.)



Abbildung 2-3: Kleinflugzeug E-Fan 2.0 (Fluglexikon, o.J.)

Im April 2017 gab Airbus bekannt, dass das Projekt nicht weiterverfolgt werde, weshalb eine Serienproduktion des E-Fan 2.0 nicht zustande kam. Allerdings wurde noch im selben Jahr die Entwicklung des E-Fan X (siehe Abbildung 2-4) angekündigt, die in Zusammenarbeit mit Siemens und Rolls-Royce stattfinden soll. Ziel war es, bis 2021 einen 100-sitzigen hybrid-elektrischen Regionaljet zu entwickeln. Dabei sollte der ursprüngliche RJ00 Avro umgebaut und hybrid-elektrisch angetrieben werden. Allerdings wurde auch dieses Projekt aufgrund der Corona-Pandemie vorzeitig eingestellt. (Cockpit Aero, 2020)



Abbildung 2-4: Kleinflugzeug E-Fan X (Stoffels, 2020)

### Velis Electro von Pipistrel

Velis Electro von Pipistrel zählt zu den ersten Elektroflugzeugen weltweit, die im Jahr 2020 eine Musterzulassung der europäischen Luftfahrtbehörde EASA erhielten. Der Zweisitzer bestehend aus Verbundwerkstoffen treibt den einzigen Propeller mit Hilfe von flüssigkeitsgekühlten Elektromotoren an und weist eine Leistung von 57,6 kW auf. Die Flugzeit mit 600 Kilogramm MTOW beträgt etwa 50 Minuten plus 30 Minuten Reserve. (Wikipedia, 2021)



Abbildung 2-5: Kleinflugzeug Velis Electro von Pipistrel (Wikipedia, 2021)

### Eviation Alice

Das israelische Unternehmen Eviation Aircraft stellte im Jahr 2019 den Prototypen auf der Pariser Air Show vor. Das Flugzeug soll künftig insgesamt mit drei Elektromotoren ausgestattet werden, die die fünfblättrigen Zugpropeller antreiben. Jeder Motor soll eine Leistung von 640 kW aufweisen und hauptsächlich für Kurzstrecken eingesetzt werden. Die Anzahl der Passagiere und der Besatzung beträgt insgesamt 11, und bietet damit Platz für so viele Personen wie bisher noch kein anderes Elektroflugzeug. Die Reichweite beträgt 815 km bei einer Startmasse von 7491 kg. Der Einsatz soll im Jahr 2024 erfolgen. (Wikipedia, 2021)



Abbildung 2-6: Kleinflugzeug Eviation Alice (Werwitzke, 2021)

### **NASA X-57**

Der Erstflug des Elektroflugzeugs X-57 Maxwell, das von der NASA entwickelt wurde, soll im Februar 2022 stattfinden. Das „X“ steht in der Bezeichnung für ein Experimentalflugzeug. Dabei soll das rein elektrisch betriebene Flugzeug die Antriebstechnologien in den Vordergrund stellen und die Luftfahrtrichtlinien für Elektroflugzeuge schaffen. Der Viersitzer verfügt über insgesamt 14 Elektromotoren, wobei zwei Propeller, die jeweils am Ende der Flügelspitze angebracht sind, einen größeren Propellerdurchmesser aufweisen. (Schmidt, 2020) Um eine Stunde Flugdauer und eine Geschwindigkeit von 280km/h zu erreichen, wird für die Antriebsenergie eine 400 kg schwere Batterie eingesetzt. (Wikipedia, 2021)



Abbildung 2-7: NASA X-57 Maxwell (Wikipedia, 2021)

### 3 Konzeptphase

In diesem Kapitel werden drei verschiedene Flugzeugkonfigurationsmöglichkeiten vorgestellt. Die Konzepte werden dabei mit den aus dem im Studium gewonnenen Kenntnissen abgeglichen und anhand verschiedener Kriterien bewertet. Anschließend fällt die Entscheidung für einen Entwurf, der in den darauffolgenden Kapiteln ausgelegt wird.

#### 3.1 Konzeptvorstellung

##### 3.1.1 Konzept 1

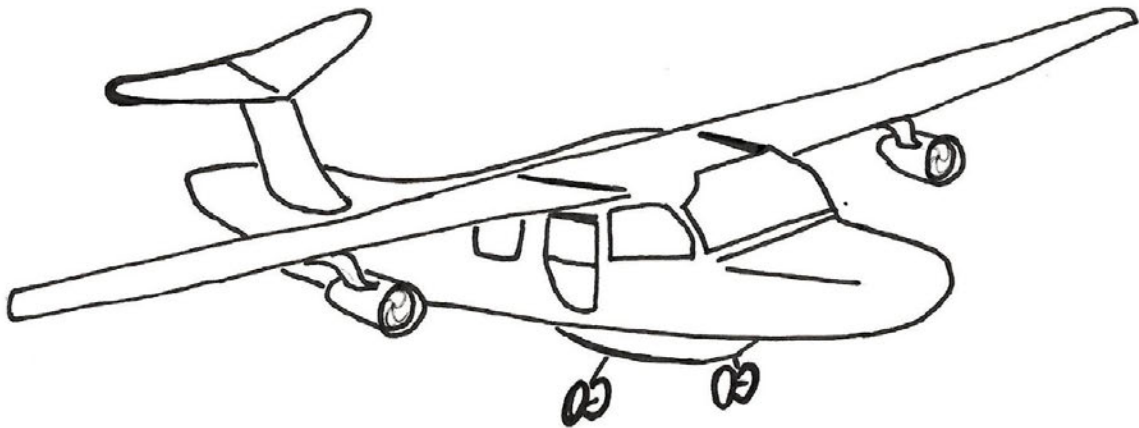


Abbildung 3-1: Darstellung des ersten Konzepts

Das erste Konzept bildet eine Schulterdecker Konfiguration, wodurch die Triebwerksintegration an den Flügeln vereinfacht werden kann. Des Weiteren ist bei dieser Art von Flügelkonfiguration die Erdsicht aus dem Cockpit deutlich besser. Ein weiterer Vorteil der Schulterdecker besteht darin, dass der Rumpf tiefer ausgelegt werden kann, wodurch die Ein- und Ausstiegsmöglichkeit verbessert wird. Hierfür ist eine bordeigene Treppe ausreichend. Da beim Schulterdecker der Schwerpunkt des gesamten Flugzeugs unter den Tragflächen liegt, ist die Längsstabilität gut gewährleistet. Dies ermöglicht zudem, dass die Flügel ohne V-Winkel angebracht werden. Dies führt zu einer Gewichtsersparnis.

Um die Fahrwerksintegration zu vereinfachen, werden die Fahrwerke am Rumpf angebracht. Diese Bauweise führt aufgrund der kurzen Fahrwerksbeine ebenfalls zu Gewichtsersparnis. Des Weiteren muss beachtet werden, dass die Kippstabilität bei Fahrwerken am Rumpf schwach ist,

da die Spurweite klein ist. Die Rumpfstruktur muss verstärkt werden, um notfalls eine Bauchlandung aushalten zu können. Dies erhöht das Gewicht.

Die Leitwerke weisen eine T-Konfiguration auf, wodurch die aerodynamische Wirksamkeit des Höhenleitwerks steigt. Einer der Nachteile besteht darin, dass das Seitenleitwerk schwerer ausgelegt werden muss, damit ausreichend Stabilität herrscht, um das Gewicht des Höhenleitwerks zu tragen. Außerdem muss beachtet werden, dass bei hohen Anstellwinkeln das Höhenleitwerk in die Nachlaufströmung des Flügels geraten kann und dies zum *Deep Stall* führt. Ein weiterer Nachteil des T-Leitwerks besteht darin, dass es bei harten Landungen bruchempfindlich ist.

### 3.1.2 Konzept 2

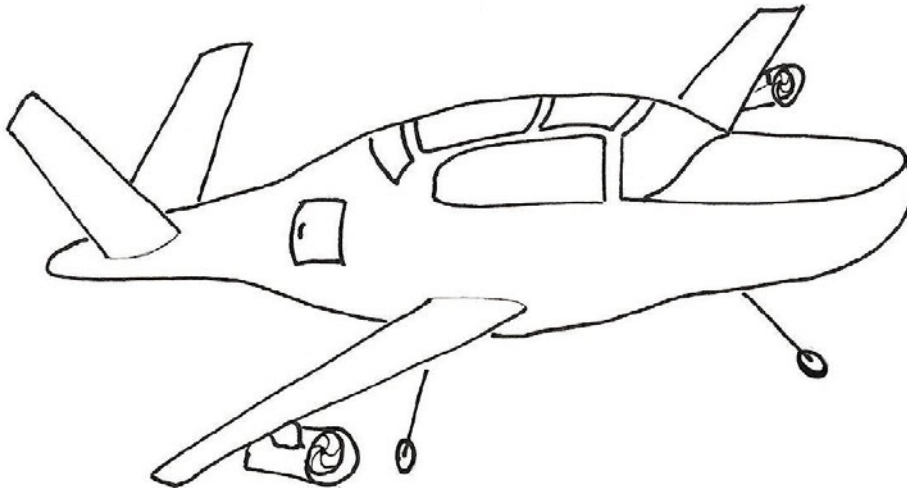


Abbildung 3-2: Darstellung des zweiten Konzepts

Bei dieser Variante handelt es sich um einen Tiefdecker, wodurch eine bessere Übersicht über den Tragflächen herrscht. Bei dieser Konfiguration muss darauf geachtet werden, dass in Bodennähe stärkere Bodeneffekte wirken, sodass das Flugzeug bei der Landung länger ausschwebt. Der Gesamtschwerpunkt dieser Konfiguration befindet sich über den Tragflächen, was zum instabilen Gleichgewicht des Flugzeugs führt. Um eine Stabilisierung zu gewährleisten, werden die Flügel in einer V-Stellung konfiguriert. Außerdem hat die V-Stellung den Vorteil, dass sowohl die Triebwerke als auch die Fahrwerke unter den Flügeln angebracht werden, ohne dass die Konfiguration zu schwer wird. Die Fahrwerke weisen auch eine gute Spurweite auf. Da die Fahrwerke unter dem Flügel angebracht sind, wird das Gewicht der Flügel am Boden von den Fahrwerken getragen. Der Nachteil hiervon ist, dass das Gewicht des Rumpfs auf die Tragflächen



wirkt, wodurch die Flügelwurzel sehr belastet wird. Kommt es zu einer Bauchlandung, dann ist das Flugzeug durch die Flügel unter dem Rumpf gut geschützt. Das Ein- und Aussteigen ist nur über die Flügel möglich.

Die Leitwerke bilden eine V-Konfiguration. Der Vorteil eines V-Leitwerks gegenüber einem konventionellen Leitwerk ist die Gewichtsersparnis, da das V-Leitwerk sowohl die Aufgaben eines Höhenleitwerks als auch die eines Seitenleitwerks übernimmt

Das V-Leitwerk hat einen geringfügig kleineren Interferenzwiderstand im Vergleich zum Kreuzleitwerk. Der Grund hierfür liegt in der geringeren Verschneidung und einem größeren eingeschlossenen Winkel zwischen den zusammenstoßenden Flächen.

### 3.1.3 Konzept 3

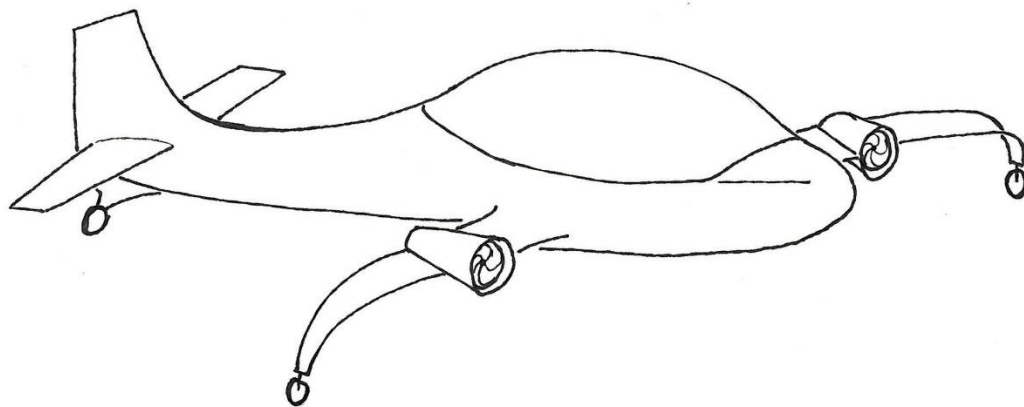


Abbildung 3-3: Darstellung des dritten Konzepts

Die dritte Konfiguration hat es bisher noch nicht gegeben. Das Flugzeug ist als Tiefdecker ausgelegt. Die Flügel weisen eine negative V-Form auf und sind so weit in Richtung Boden abgebogen, dass die Fahrwerke das Ende der Flügel bilden. Dafür müssen die Tragflächen stärker ausgelegt werden, damit sie die Fahrwerke am Ende der Flügel tragen können. Außerdem muss der Flügelwurzel ein größeres Moment aufnehmen, da der Hebelarm zu den Fahrwerken größer ist. Ein weiterer Nachteil dieser Fahrwerkskonfiguration besteht darin, dass der Landestoß von den Flügeln aufgenommen werden muss.

Die Triebwerke sind in die Tragflächen eingebaut. Die Wartung der Triebwerke bei dieser Konfiguration ist schwierig. Die Leitwerke sind in einer konventionellen Bauweise angeordnet. Der Nachteil dieser Konfiguration besteht darin, dass das Höhenleitwerk im Luftstrom der Tragflächen liegt.

### 3.2 Bewertung der Komponenten

In diesem Kapitel werden die Konfigurationen anhand einer Tabelle bewertet. Dabei werden die Merkmale einzeln unabhängig von den Konzepten untersucht. Für die Bewertung wird eine Skala von +20 bis -20 mit Intervallen von 10 festgelegt. Außerdem wird noch eine Gewichtung für die Anforderungen festgelegt. Hierfür werden die Zahlen von 1 bis 3 vorgesehen.

Tabelle 3-1: Bewertung der Konfigurationen

	Hochdecker	Tiefdecker	Triebwerk unter dem Flügel	Triebwerke am Flügel	Konventionelles Leitwerk	T-Leitwerk	V-Leitwerk	Fahrwerke am Rumpf	Fahrwerke unter den Flügeln	Fahrwerke am Ende des Flügels	Gewichtung
<b>Hochauftrieb</b>	20	10									2
<b>Auftriebsverteilung</b>			0	-10							2
<b>Aerodynamischer Widerstand</b>	10	10	10	-10	10	10	0				3
<b>Längsstabilität</b>	20	-10									2
<b>Kippstabilität</b>								-10	10	20	3
<b>Leitwerkswirkungsgrad</b>					10	20	-10				2
<b>Strukturgewicht</b>	-10	10	10	-10	0	-10	10	10	-10	-20	3
<b>Bodeneffekt</b>	10	0									1
<b>Fahrwerkshöhe</b>								20	10	-10	3
<b>Bodenfreiheit</b>	20	-10	0	10							1
<b>Ein- und Ausstieg</b>	10	0									1
<b>Ergebnis</b>	120	50	60	-70	50	40	-10	60	30	-30	

### 3.3 Konzeptauswahl

Um sich nun für ein Konzept zu entscheiden, wird die Tabelle 3-1 näher betrachtet. Für die Anbringung der Flügel wird die Schulterdecker Variante ausgewählt, denn die Bewertung zwischen den beiden Varianten hatte ein eindeutiges Ergebnis geliefert. Bei der Leitwerkskonfiguration schneidet das konventionelle Leitwerk bei der Bewertung besser ab als das T-Leitwerk, allerdings wird für den Entwurf letzteres ausgewählt. Denn bei einem Schulterdecker ist es wegen des Überziehverhaltens sinnvoll, ein T-Leitwerk zu konstruieren. Die Anbringung der Triebwerke unter dem Flügel ist bei einem Schulterdecker sehr vereinfacht, weshalb diese Variante ausgewählt wird. Außerdem haben Triebwerke am Flügel überwiegend negativen Einfluss auf die Anforderungen aus der Tabelle. Auch für die Konfiguration der Fahrwerke wird die Variante mit bester Bewertung ausgewählt. Somit sind die Fahrwerke unter dem Rumpf angebracht. Die endgültige Konfiguration entspricht dem ersten Konzept, welches im Folgenden nochmal aufgezeigt wird:

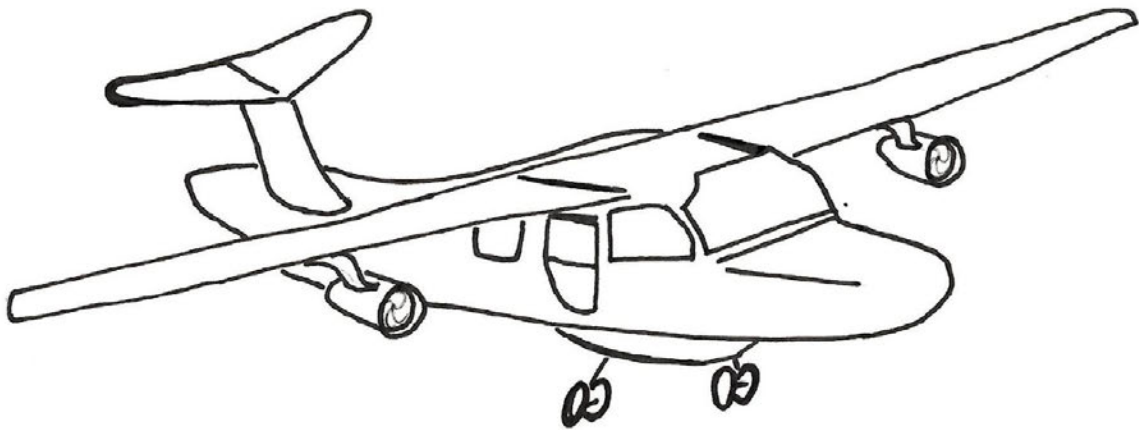


Abbildung 3-4: Auswahl des Flugzeugkonzepts

## 4 Auslegung des Flugzeugs

Für die Auslegung des Flugzeugs werden einige Parameter aus dem Mittelwert anderer Flugzeuge, die eine ähnliche Konstruktion aufweisen, gebildet. Die nachfolgende Tabelle zeigt, welche Flugzeuge in Betracht gezogen wurden und welche Parameter relevant waren.

Tabelle 4-1: Technische Daten bestehender Flugzeuge

Flugzeugmuster	Cessna 400	Faci Fajr 3	TECNAM P2006 T	Cirrus SR22- G3
Kapazität	4	4	4	4
Triebwerksanzahl	1	1	2	1
Triebwerksart	Kolbenmotor	Piston Engine	Propeller	Turbo Charger
Leistung Triebwerke [kW]	231	201	147	231
Max. Fluggeschwindigkeit [m/s]	121	90	75	95,3
Überziehgeschwindigkeit [m/s]	30,6	28,9	24,7	30,3
Reichweite [km]	2.126	1.300	1.296	1.942
Abflugmasse [kg]	1.633	1.580	1.180	1.542
Flügelfläche [m <sup>2</sup> ]	13,12	14,02	14,44	13,93
Spannweite [m]	10,87	10,50	10,70	11,68
Streckung [-]	9,2	7,9	7,8	9,9
Leermasse [kg]	1.043	1.100	720	1.009
Seitenleitwerksfläche [m <sup>2</sup> ]	-	2,95	2,39	-
Höhenleitwerksfläche [m <sup>2</sup> ]	-	-	-	3,48
Startstrecke [m]	397	310	235	311
Landestrecke [m]	381	330	190	348
Gesamtlänge Flugzeug [m]	7,77	8,07	8,66	7,92
Gesamthöhe Flugzeug [m]	2,74	3,05	2,85	2,67
Rumpfbreite [m]	1,27	-	-	-
Rumpfhöhe [m]	1,24	-	-	-
Kabinenhöhe [m]	-	1,53	-	1,27
Kabinenbreite [m]	-	1,25	1,2	1,24
Kabinenlänge [m]	3,54	2,18	2,6	3,3

## 4.1 Massenabschätzung

Die gesamte Abflugmasse eines Flugzeugs lässt sich mit folgender Gleichung berechnen:

$$m_{MTOW} = m_F + m_{PL} + m_{OE} \quad (1)$$

Da das Flugzeug elektrisch angetrieben wird, ist die Masse von Treibstoff  $m_F = 0$ . Die Nutzlast  $m_{PL}$  wird wie folgt berechnet:

$$m_{pl} = \frac{m_{PAX}}{n_{PAX}} \times n_{seat} + \frac{m_{baggage}}{n_{PAX}} \times n_{seat} + m_{cargo} \quad (2)$$

Die durchschnittliche Masse eines Passagiers beträgt  $m_{PAX}/n_{PAX} = 79,4$  kg (Scholz, 2005). Für die durchschnittliche Masse des Gepäcks eines Passagiers für dieses Flugzeug wird  $m_{baggage}/n_{PAX} = 5,6$  kg angenommen. Es wird keine zusätzliche Fracht mitgenommen, damit ist  $m_{cargo} = 0$ . Somit beträgt die Nutzlast für eine Anzahl von 4 Passagieren  $m_{PL} = 340$  kg. Das E-Fan von Airbus weist eine Betriebsleermasse von  $m_{OE} = 550$  kg (Bredow, 2021). Da dieses Flugzeug für 4 Personen ausgelegt ist, werden für die Erweiterung des Rumpfs und zwei weitere Sitze noch 110 kg dazu gerechnet. Dies führt zu einer Betriebsleermasse von  $m_{OE} = 660$  kg. Somit ergibt sich eine maximale Abflugmasse von  $m_{MTOW} = 1000$  kg.

## 4.2 Leistungsüberprüfung

Es ist vorgesehen, dass das Flugzeug mit den Triebwerken des E-Fans ausgelegt wird. Die technischen Daten des E-Fans sind in der folgenden Tabelle aufgelistet.

Tabelle 4-2: Technische Daten E-Fan

<b>E-Fan Parameter</b>	<b>Ergebnis</b>
Flugzeugesamtlänge l [m]	6,67
Spannweite b [m]	9,44
Flugzeugesamthöhe h [m]	2
Batterieleistung pro Triebwerk P [kW]	32
Schub pro Triebwerk T [N]	750
Energie E [kWh]	29
Betriebsleermasse $m_{OE}$ [kg]	550
Batteriemasse $m_{bat}$ [kg]	167
max. Fluggeschwindigkeit $V_{max}$ [km/h]	220
Reisegeschwindigkeit $V_{cruise}$ [km/h]	160
Gleitzahl E [-]	16
Höchstflugdauer	45min + 15min Reserve

Nun muss überprüft werden, ob die vorhandene Leistung der Triebwerke für dieses Flugzeug ausreicht. Dabei wird der Startvorgang betrachtet. Es wird untersucht, ob das Flugzeug genug Schub erzeugt, um abzuheben. Außerdem wird der Fall betrachtet, dass im Startvorgang ein Triebwerk ausfällt. Anschließend wird der Reiseflugzustand überprüft. Um die Leistungsberechnung durchführen zu können, ist es erforderlich, einige Auslegungs- und Leistungsparameter zu kennen. Diese werden im Folgenden ermittelt.

Die Flügelstreckung beträgt  $A_w = 8,7$ . Hierfür wurde der Mittelwert der Flugzeuge aus Tabelle 4-1 gebildet. Mit der folgenden Gleichung lässt sich nun die Flügelfläche bestimmen:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g}{\rho \cdot S_w \cdot C_{L,max}}} \quad (3)$$

Der maximale Auftriebsbeiwert beim Start beträgt  $C_{L,max} = 1,7$  (Roskam III, 1998). Die Überziehgeschwindigkeit wird auch aus dem Mittelwert der Tabelle 4-1 gebildet und beträgt  $V_{stall} = 28 \text{ m/s}$ . Mit der Dichte von  $1,225 \text{ kg/m}^3$  und  $m_{MTOW}$  aus dem Kapitel 4.1 ergibt sich eine Flügelfläche von  $S_w = 12,8 \text{ m}^2$ .

### 4.2.1 Startvorgang

Für den Startvorgang werden folgende drei Fälle untersucht: das Abheben des Flugzeugs mit beiden Triebwerken, das Abheben des Flugzeugs bei einem Triebwerksausfall sowie das Abbremsen des Flugzeugs nach einem Triebwerksausfall. Die folgende Abbildung stellt den ersten Fall *All Engines Operating* (AEO) dar.

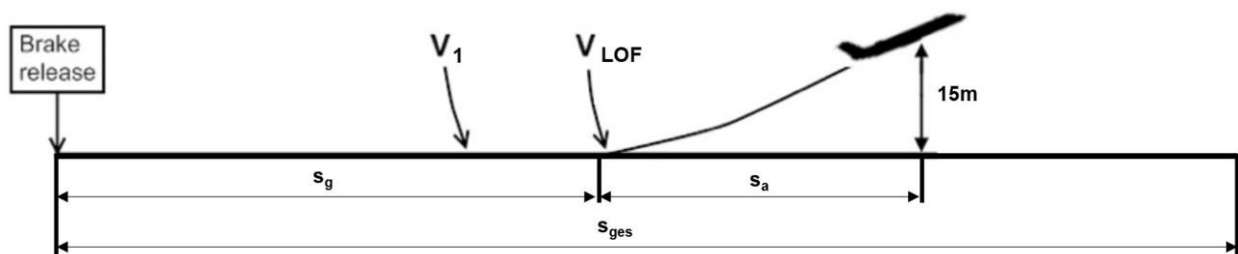


Abbildung 4-1: Darstellung des Startvorgangs

Dabei ist  $V_1$  Entscheidungsgeschwindigkeit. Das Flugzeug hebt bei der Geschwindigkeit  $V_{LOF} = 31 \text{ m/s}$  ab. Diese Geschwindigkeit wird nach Erfahrungswerten bestimmt. Die Geschwindigkeit  $V_2$  (*take-off-safety-speed*) muss von dem Flugzeug bei einer Flughöhe von 15m erreicht werden.  $V_2$  lässt sich aus der Überziehgeschwindigkeit berechnen.

$$V_2 = 1,2 \cdot V_{stall} = 33,6 \text{ m/s} \quad (4)$$

Um die ganze Startstrecke zu bestimmen, muss die Strecke in zwei Abschnitte geteilt werden. Der erste Abschnitt beschreibt die Rollstrecke, bis das Flugzeug mit  $V_{LOF}$  abhebt. Diese Strecke lässt sich aus der Herleitung der Bewegungsgleichung wie folgt berechnen:

$$s_g = \frac{m}{2} \cdot \left[ \frac{V^2}{T - D - \mu_r \cdot (W - L)} \right] \quad (5)$$

Für die Reibungszahl  $\mu_r$  wird nach (Scheiderer, 2008) 0,4 angenommen. Die Schubkraft  $T$ , die Widerstandskraft  $D$ , die Gewichtskraft  $W$  und die Auftriebskraft  $L$  lassen sich mit folgenden Gleichungen bestimmen (Scholz, 2005):

$$T = \frac{P \cdot \eta}{V} \quad (6)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \quad (7)$$

$$W = m \cdot g \quad (8)$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \quad (9)$$

Für den Wirkungsgrad wird  $\eta = 0,85$  angenommen. Die Dichte beträgt  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ . Um die Berechnung des Widerstands  $D$  durchführen zu können, muss der Widerstandsbeiwert ermittelt werden. Dieser lässt sich anhand der folgenden Gleichung bestimmen (Scholz, 2005)

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,flap} + C_{D,gear} + C_{D,i} \quad (10)$$

$C_{D,flap}$  kann vernachlässigt werden, da es nicht vorgesehen ist, für dieses Flugzeug Landeklappen einzubauen. Für den Nullwiderstandsbeiwert und für den Widerstandsbeiwert wegen ausgefahrener Fahrwerke lässt sich nach (Roskam I, 1997)  $C_{D,0} = 0,02$  und  $C_{D,gear} = 0,015$  annehmen. Der induzierte Widerstandsbeiwert lässt sich nach (Scholz, 2005) wie folgt berechnen:

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (11)$$

Für den Oswaldfaktor bei ausgefahrenen Fahrwerken wird  $e = 0,7$  angenommen (Scholz, 2005). Der induzierte Widerstand wird während des Rollens sehr stark vom Bodeneffekt beeinträchtigt. Diese Einflüsse lassen sich zum jetzigen Zeitpunkt der Auslegung noch nicht bestimmen. Deshalb wird die Annahme getroffen, dass für die Berechnung des induzierten Widerstands nur die Hälfte der Abflugmasse berücksichtigt wird. Um den Auftriebsbeiwert zu ermitteln, wird somit für die folgende Gleichung die halbe Masse des Flugzeugs berücksichtigt.

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot V^2} \quad (12)$$

Der Auftriebsbeiwert während des Abhebens setzt sich zusammen aus dem Auftriebsbeiwert des Flügels, des Rumpfes und des Höhenleitwerks. Da diese Parameter zum jetzigen Zeitpunkt nicht



ermittelt werden können, wird für den Auftriebsbeiwert  $0,9 \cdot C_{L,max}$  beim Abheben angenommen. Nun kann die zurückgelegte Strecke des Flugzeugs vor dem Abheben ermittelt werden:

Tabelle 4-3: Ermittlung der zurückgelegten Strecke vor dem Abheben

<b>Parameter</b>	<b>Ergebnis</b>
Geschwindigkeit V [m/s]	31
Schubkraft T [N]	1.755
Widerstandskraft D [N]	430
Gewichtskraft W [N]	9.810
Auftriebskraft A [N]	11.527
Rollstrecke $s_g$ [m]	239

Für die Berechnung der Strecke ab  $V_{LOF}$  bis  $V_2$  muss der Steigwinkel  $\gamma$  berechnet werden, weil das Flugzeug sich im Steigflug befindet (Siehe Abbildung 4-1) Nachdem der Steigwinkel ermittelt ist, lässt sich die Strecke mit trigonometrischen Gleichungen berechnen. Für den Steigwinkel gilt:

$$\sin \gamma = \frac{T}{W} - \frac{D}{W} = \frac{T - D}{W} \quad (13)$$

Die Ergebnisse der Kräfte können aus der folgenden Tabelle entnommen werden:

Tabelle 4-4: Ermittlung der Strecke zum Abheben

<b>Parameter</b>	<b>Ergebnis</b>
Schubkraft T [N]	1.619
Widerstandskraft D [N]	841
Gewichtskraft W [N]	9.810
Steigwinkel $\gamma$ [°]	11.527
Strecke zum Abheben $s_a$ [m]	191

Somit hat das Flugzeug nach einer Strecke von  $s_{ges} = 430$  m eine Flughöhe von 15 m erreicht. Diese Strecke ist nach Erfahrungswerten plausibel, um ein Kleinflugzeug abheben zu lassen. Für den zweiten Fall wird überprüft, ob das Flugzeug bei einem Triebwerksausfall trotzdem abheben kann. Dafür wird der Steigflug betrachtet. Mit einer Leistung von  $P = 32000$ W ergibt sich für die Schubkraft  $T = 810$  N. Die Widerstandskraft kann aus der Tabelle 4-4 entnommen werden. Es fällt auf, dass der Steigwinkel in diesem Fall negativ ist. Somit kann das Flugzeug mit einem ausgefallenen Triebwerk nicht abheben.

Im dritten Fall wird ermittelt, wie lange das Flugzeug benötigt, um nach einem Triebwerksausfall zum Stillstand zu kommen. Dabei wird davon ausgegangen, dass bei  $V_1$  ein Triebwerk ausfällt. In dieser Arbeit wird davon ausgegangen, dass  $V_1$  sich von  $V_{LOF}$  minimal unterscheidet. Aus diesem Grund wird für die Berechnung  $V_1$  und  $V_{LOF}$  gleich gesetzt. Die Rollstrecke bleibt mit der Rollstrecke im Fall 1 gleich. Nach dem Ausfall des Triebwerks wird davon ausgegangen, dass das Flugzeug weitere 3 Sekunden mit der konstanten Geschwindigkeit weiter rollt. Mit einer Geschwindigkeit von 31 m/s rollt das Flugzeug noch weitere 93 m. Danach wird ein Bremsvorgang durchgeführt. Um den Bremsweg zu berechnen, wird folgende Formel angewendet:

$$s_{g,1-eng,stop} = \frac{m}{2} \cdot \left[ \frac{V^2}{T_{rev} + D + \mu_r \cdot (W - L)} \right] \quad (14)$$

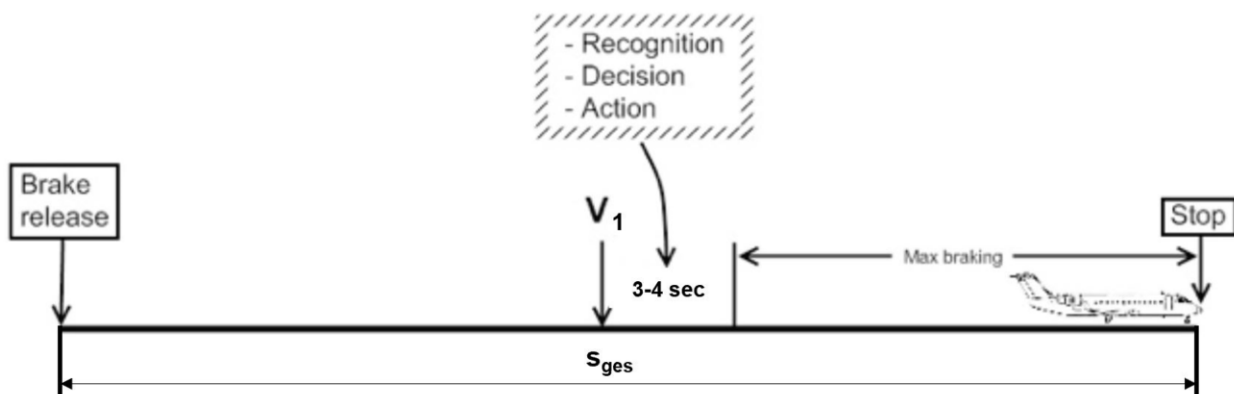


Abbildung 4-2: Darstellung des Bremswegs nach eine Triebwerksausfall

Dabei ist  $T_{rev} = 0$ , da die Triebwerke keinen Umkehrschub produzieren. Die anderen Parameter wie die Geschwindigkeit, der Auftrieb und der Widerstand sinken. Um die Berechnung durchführen zu können, werden diese Parameter aus den Mittelwerten zwischen  $V_{LOF}$  und  $V_{Stop}$  gebildet. Die Werte können aus der nachstehenden Tabelle entnommen werden:

Tabelle 4-5: Ermittlung der Bremsstrecke

Parameter	Ergebnis
Geschwindigkeit $V$ [m/s]	31
Widerstandskraft $D$ [N]	490
Gewichtskraft $W$ [N]	9.810
Auftriebskraft $A$ [N]	5.764
Bremsstrecke $s_b$ [m]	228

Die gesamte Strecke von Startpunkt bis zum Stillstand des Flugzeugs beträgt dann  $S_{ges} = 560$  m.

### 4.2.2 Reiseflug

In diesem Unterkapitel wird der Flugzustand untersucht, bei dem während des Flugs ein Triebwerk ausfällt. Es wird davon ausgegangen, dass die Reiseflughöhe  $h = 2000 \text{ m}$  beträgt. Somit beträgt die Dichte  $\rho \approx 1 \text{ kg/m}^3$ . Für die Untersuchung ist es erforderlich herauszufinden, ob es einen Flugzustand gibt, bei dem trotz eines Triebwerksausfalls die Schubkraft und die Widerstandskraft gleich groß sind. Für die Schubkraft wird die maximale Schubkraft eines Triebwerks mit  $T = 750 \text{ N}$  betrachtet. Nach mehreren Iterationsschritten ergibt sich für die Geschwindigkeit  $V \approx 43 \text{ m/s}$  eine Widerstandskraft, die genau so groß ist wie die Schubkraft.

### 4.3 Rumpfauslegung

In konventionellen Flugzeugen ist der Rumpf überwiegend für die Aufnahme der Nutzlast vorgesehen. Bei Passagierflugzeugen besteht die Nutzlast aus der Masse der Passagiere, deren Gepäck und aus zusätzlicher Fracht, wenn vorhanden. Das Cockpit und der Heckbereich bilden ebenfalls einen Teil des Rumpfes. Außerdem befinden sich wichtige Flugzeugsysteme im Rumpf, da der Rumpf mit fast allen anderen Bauteilen des Flugzeugs in Verbindung steht.

Der Rumpfquerschnitt des Flugzeugs in dieser Arbeit hat die Form eines Kreises. Das Ein- und Aussteigen wird durch zwei Türen ermöglicht. Die Passagieranzahl beschränkt sich auf maximal drei Personen. Weiterhin ist noch ein Pilot am Bord. Es ist nicht vorgesehen, dass viel Gepäck oder Fracht mitgenommen wird, deshalb wird kein Frachtraum unter der Kabine eingeplant. Somit liegt die Kabine tiefer im Rumpf. Der Heckbereich wird so ausgelegt, dass ausreichend Platz für Gepäck wie Rucksäcke oder Taschen zur Verfügung steht.

Die Verkleidung des Rumpfs besteht aus CFK, der eine Dicke von 4 mm aufweist (Airbus, 2016). Für das Laminat wird ein Lagenaufbau von  $[0^\circ/+45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$  ausgewählt. Das  $s$  kennzeichnet den Symmetrieaufbau des Laminats. Durch diesen Lagenaufbau ist es gewährleistet, dass die Rumpfverkleidung die Kräfte in alle Richtungen aufnehmen kann. Jede Laminatschicht hat eine Dicke von 0,25 mm, somit werden 16 Schichten für das Laminat benötigt.

### 4.3.1 Auslegung von Cockpit und Kabine

Das Flugzeug hat insgesamt vier Sitzplätze, wovon zwei sich im Cockpit befinden und zwei weitere direkt dahinter. Der Innendurchmesser des Rumpfes hängt von der Breite der Sitze inklusive der Armlehnen ab, sowie von der Breite des Gangs zwischen den Sitzen und dem Abstand der Sitze vom Rumpf (Siehe Abbildung 4-4). Die Sitze haben eine Breite von jeweils 450 mm (RAYMER, 1989). Für die Armlehnen werden noch weitere 90 mm berücksichtigt. Da pro Reihe nur zwei Sitze vorgesehen sind, wird kein Gang benötigt. Die Sitze weisen jeweils einen Abstand von 50 mm zum Rumpf vor (Scholz, 2005). Somit ergibt sich ein Innendurchmesser von 1500 mm für den Rumpf. Für den Außendurchmesser müssen noch weitere 100 mm für Verkabelungen einkalkuliert werden (Airbus, 2016). Demnach beträgt der Rumpfdurchmesser  $d_F = 1600$  mm. Die Länge des Rumpfes in Längsrichtung ergibt sich aus der Länge von Cockpit, Kabine, Heckbereich mit Gepäckfach und Radom. Geht man von einem großen Piloten aus, so beträgt die Länge des Cockpits ca. 1550 mm (Siehe Abbildung 4-3)

Für den Seat Pitch werden noch weitere 810 mm berücksichtigt (RAYMER, 1989).

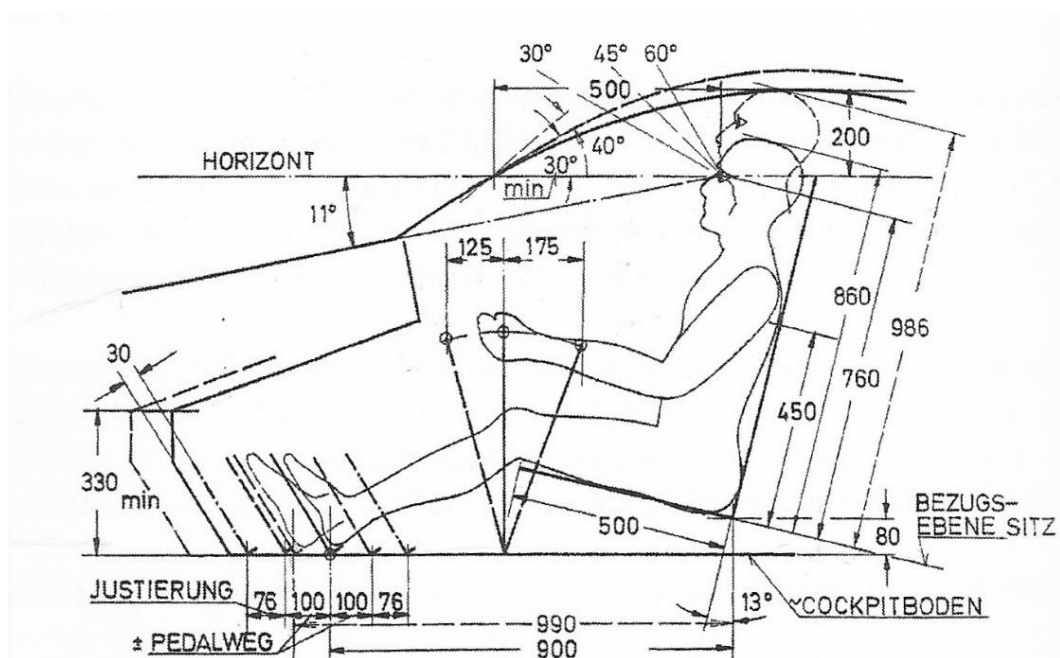


Abbildung 4-3: Cockpit Abmessung für kleine Flugzeuge (Müller, 2003)

Um das Ein- und Aussteigen zu vereinfachen, wird zwischen dem Cockpit und hintere Sitze ein Abstand von 100 mm eingebaut. Dieser Abstand dient zur Anbringung der Türen. Somit ergibt sich eine Länge von 3100 mm für die Kabinenlänge. Das Radom wird mit einer Länge von 500 mm ausgelegt. Für die Länge des Heckbereichs werden noch weitere 3400 mm dazu gerechnet. Somit ergibt sich eine Länge von  $l_F = 7000$  mm für das gesamte Flugzeug.

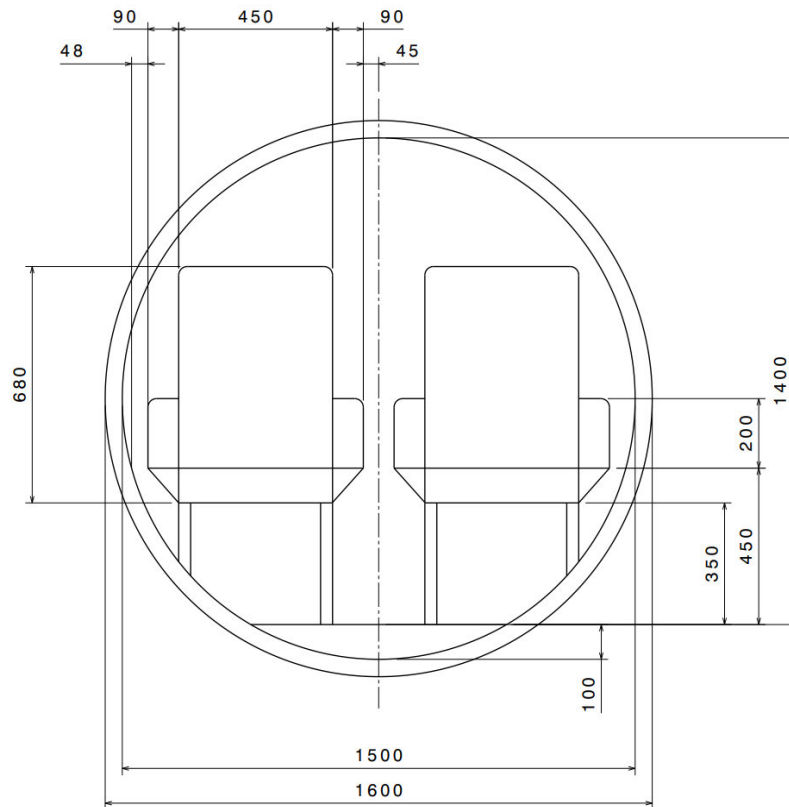


Abbildung 4-4: Darstellung der Dimensionierung des Rumpfquerschnitts

Der Schlankheitsgrad des Rumpfes  $\lambda_{\text{fuselage}} = l_F/d_F$  beeinflusst den Widerstand des Rumpfes. Da der Rumpfwiderstand 30% des Gesamtwiderstands des Flugzeugs nicht überschreiten soll (Roskam III, 1998), wird angestrebt, einen optimalen  $\lambda_{\text{fuselage}}$  zu haben. Für dieses Flugzeug beträgt der Schlankheitsgrad  $\lambda_{\text{fuselage}} = 4,4$ . Somit liegt der Rumpf im widerstandsarmen Bereich (Siehe Abbildung 4-5).

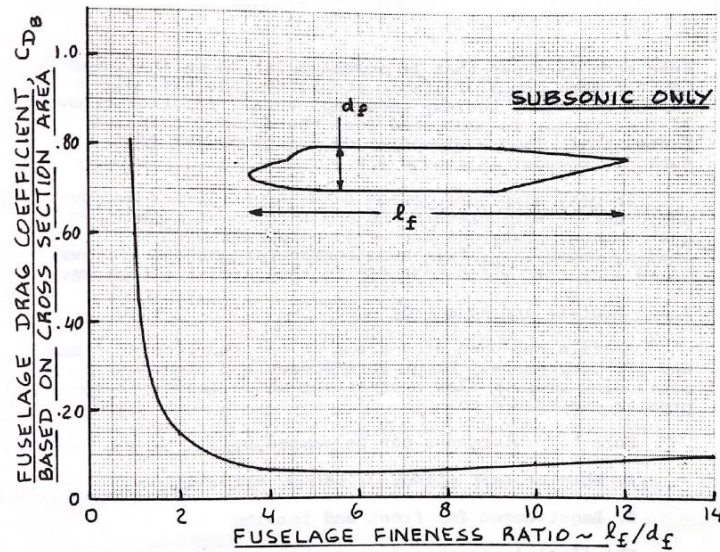


Abbildung 4-5: Rumpfwiderstand in Abhängigkeit von Schlankheitsgrad (Roskam III, 1998)

### 4.3.2 Auslegung der Türen

Für Flugzeuge mit einer maximalen Passagieranzahl von 9 wird an jeder Seite eine Tür von Type IV vorgesehen. Die Mindestmaße für diese Türen betragen 480 mm in der Breite und 660 mm in der Höhe. Um den Passagieren mehr Komfort zu bieten, werden die Maße auf 600 x 1000 mm erhöht.

## 4.4 Flügelauslegung

Die Tragflügel sind wichtigste Elemente eines Flugzeugs. Sie müssen strukturell und aerodynamisch so ausgelegt werden, dass ein guter Gesamtwirkungsgrad erreicht wird. Die wichtigsten Parameter, die man für die Auslegung benötigt, sind Flügelfläche  $S_w$ , Flügel Streckung  $A_w$ , Zuspitzung  $\lambda_w$ , Pfeilung  $\varphi_{25w}$ , relative Profildicke  $(t/c)_w$ , Flügelprofil, V-Winkel und Schränkung  $\varepsilon_w$ .

Bei diesem Flugzeug handelt es sich um freitragende Flügel, die oberhalb des Rumpfes positioniert sind (Schulterdecker). Die Spannweite des Flügels lässt sich mit folgender Gleichung berechnen.

$$A_w = \frac{b_w^2}{S_w} \quad (15)$$

Die Spannweite beträgt dann  $b_w = 10,55$  m.

#### 4.4.1 Flügelpfeilung

Fliegt ein Flugzeug mit einer Geschwindigkeit in den Bereichen der Schallgeschwindigkeit, muss es mit einer Erhöhung des Wellenwiderstands rechnen. Dies führt dazu, dass das Beschleunigen sehr erschwert wird. Durch eine Pfeilung der Flügel, die an der 25%-Linie gemessen wird, steigt die kritische Geschwindigkeit, bei der der Widerstandsanstieg auftritt. Das Flugzeug kann dadurch mit gleicher Antriebsleistung eine höhere Fluggeschwindigkeit erreichen. Durch die Pfeilung wird aber auch die Masse des Flügels erhöht. Da das ausgelegte Flugzeug in dieser Arbeit mit einer Geschwindigkeit weit unter der Schallgeschwindigkeit fliegt, ist eine Pfeilung nicht notwendig. Daher beträgt der Pfeilwinkel  $\varphi_{25\%} = 0^\circ$ .

#### 4.4.2 Relative Profildicke

Grundsätzlich wird für kleine Flugzeuge ein Profil zwischen 12% und 15 % Dicke ausgewählt. Da der Widerstand bei 12% Dicke am geringsten ist (Müller, 2003), wird für dieses Flugzeug eine relative Profildicke von  $(t/c)_w = 12\%$  ausgewählt. Somit kann für den Flügel das Profil NACA2412 ausgewählt werden.

#### 4.4.3 Zuspitzung

Die Zuspitzung ergibt sich aus dem Verhältnis der Profiltiefen des Flügelwurzel zu Flügelspitze. Sie beeinflusst die Auftriebsverteilung in Richtung der Spannweite. Trifft man eine geschickte Wahl der Zuspitzung so erreicht man den minimalen induzierten Widerstand, die zu einer elliptischen Auftriebsverteilung führt. Die optimale Zuspitzung, bei der der induzierte Widerstand um weniger als 1% höher ist als bei dem induzierten Widerstand des elliptischen Auftriebsverteilung, lässt sich in Abhängigkeit der Flügelpfeilung wie folgt berechnen (TORENBEEK, 1988).

$$\lambda_{opt} = 0,45 \cdot e^{-0,036 \cdot \varphi_{25}} \quad (16)$$

Mit einer Pfeilung von  $\varphi_{25\%} = 0^\circ$  beträgt  $\lambda_{opt} = 0,45$ .

#### 4.4.4 V-Winkel

Der V-Winkel wird zwischen der Querachse des Flugzeugs und der Mittellinie der Flügel gemessen. Ein positiver V-Winkel ist bei einem Tiefdecker erforderlich, weil damit die Rollstabilität gewährleistet wird. Außerdem wird durch einen positiven V-Winkel die Integration der Triebwerke unter den Flügeln ermöglicht. Bei einem Schulterdecker können die Tragflächen eine negative V-Stellung aufweisen. Diese Variante wird meist für Kampfflugzeuge angewendet, um die Wendigkeit und Rollrate zu erhöhen. Für dieses Flugzeug wird aber ein Winkel von  $0^\circ$  angenommen.

#### 4.4.5 Schränkung

Eine Schränkung wird angebracht, um eine elliptische Auftriebsverteilung zu erhalten. Da bei diesem Flugzeug die elliptische Auftriebsverteilung schon durch  $\varphi_{25} = 0^\circ$  und  $\lambda_{\text{opt}} = 0,45$  erzeugt wird, ist die Schränkung  $\varepsilon_w = 0$ .

#### 4.4.6 Hochauftriebshilfen

In den vorherigen Kapiteln wurde der sogenannte *clean wing* ausgelegt. Generell besitzen die meisten Flugzeuge zusätzlich noch Hochauftriebshilfen, damit die Auftriebsbeiwerte während des Start- und Landevorgangs erhöht werden können. Dies erfolgt durch die Landeklappen und Vorflügel. In der Leistungsberechnung wurde jedoch festgestellt, dass durch das angewendete Profil NACA2412 genug Auftrieb erzeugt wird, um das Flugzeug in die Luft zu heben. Somit wird entschieden, keine Hochauftriebssysteme für das Entwurfsflugzeug anzuwenden.

#### 4.4.7 Flügelkasten

Der Innenraum eines Flügels ist mit einem Vorderholm und einem Hinterholm versehen. Die Holme dienen dabei in erster Linie dazu, die am Flügel wirkenden Kräfte und Momente aufzunehmen. Bei Flugzeugen, die mit Kraftstoff angetrieben werden, dient der Bereich zwischen den Holmen zusätzlich noch als Tankspeicher. Da das zu entwerfende Flugzeug jedoch mit E-Motoren betrieben wird, wird auf letzteres verzichtet. Um die Lage der Holme zu ermitteln, wird sich an die Vorgaben von (Scholz, 2005) gehalten. Die Position des Vorderholms kann dabei zwischen 15 – 30% der Flügeltiefe liegen und die Position des Hinterholm zwischen 65 – 75% der Flügeltiefe. Wo genau sich diese befinden, hängt von der Position der Spoiler sowie der Querruder ab. Da die Lage dieser jedoch von vielen Iterationsverfahren und Kompromissen abhängig ist,



können diese nicht im Vorentwurf endgültig bestimmt werden. Dennoch werden erste Werte festgelegt: für den Vorderholm 15% der Flügeltiefe und für den Hinterholm 65%.

#### **4.4.8 Querruder**

Die Querruder sind von Bedeutung für die Steuerung des Flugzeugs um die Rollachse und liegen am äußeren Bereich des Flügels. Die Bestimmung der Position erfolgt anhand alter Flugzeugdatensammlungen aus (ROSKAM II, 1997). Der dabei ermittelte Bereich liegt zwischen 57% und 94% der Halbspannweite der Tragflächen. Die Querrudertiefe wird dabei auf 30% festgelegt.

#### **4.4.9 Spoiler**

Die Spoiler liegen ebenfalls auf der Oberseite der Tragflächen. Bei der Landung werden diese nach oben geklappt, sodass sie den Strömungsverlauf unterbrechen, um den Auftrieb zu senken und den Widerstand zu erhöhen. Die Spoiler befinden sich normalerweise vor den Landeklappen. Da in diesem Entwurf keine Landeklappen vorhanden sind, werden die Spoiler im ersten Schritt beliebig positioniert. Diese sind in der Gesamtabbildung des Flügels (Abbildung 4-6) gekennzeichnet.

#### 4.4.10 Übersicht der Flügelparameter und Flügelabbildung

Im Folgenden ist eine Übersicht der Flügelparameter tabellarisch dargestellt:

Tabelle 4-6: Flügelparameter

<b>Flügel Parameter</b>	<b>Ergebnis</b>
Flügelfläche $S$ [m <sup>2</sup> ]	12,8
Spannweite $b$ [m]	10,55
Pfeilung $\varphi_{25\%}$ [°]	0
Zuspitzung $\lambda$ [-]	0,45
Flügeltiefe an der Wurzel $c_r$ [m]	1,67
Flügeldicke an der Wurzel $t_r$ [m]	0,2
Flügeltiefe an der Spitze $c_t$ [m]	0,75
Flügeldicke an der Spitze $t_t$ [m]	0,09
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe $c_{MAC}$ [m]	1,27

Eine Abbildung des Flügels ist ebenfalls auf der nachfolgenden Seite zu sehen. Die Maße sind dabei in Millimeter angegeben. Die straffierte Fläche auf den Flügeln ist für die *spoiler* vorgesehen.

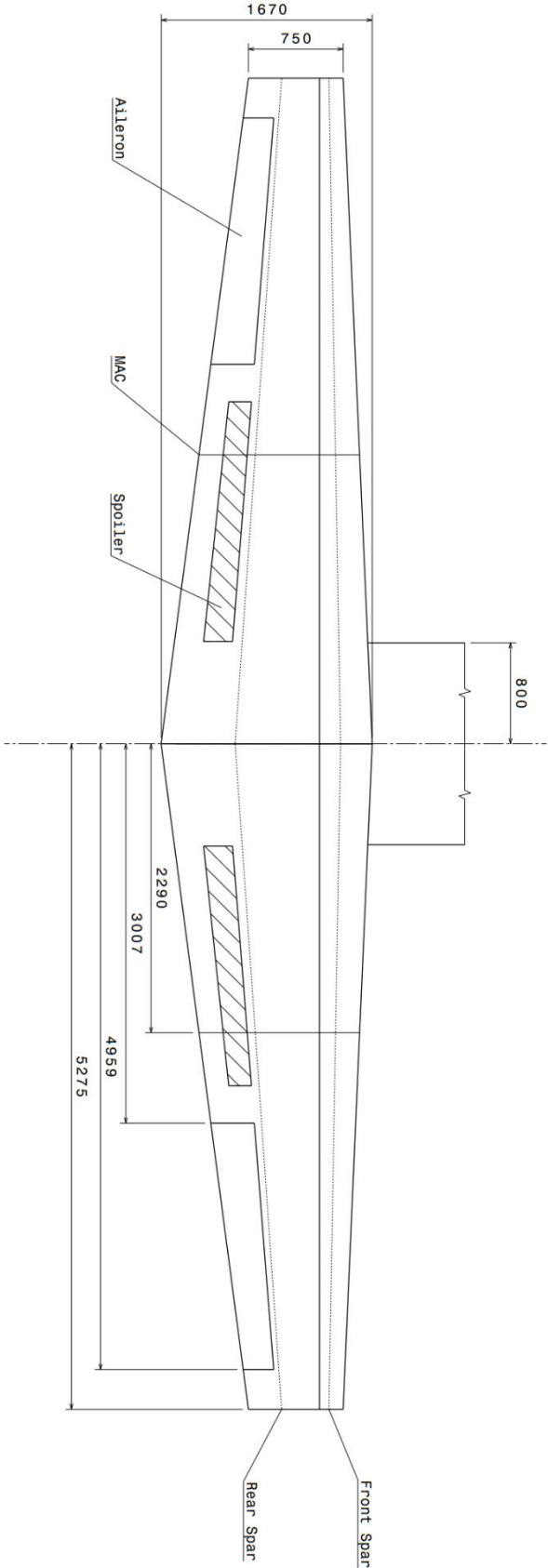


Abbildung 4-6: Flügeldarstellung

## 4.5 Leitwerksauslegung I

Die Leitwerksauslegung wird in zwei Kapitel unterteilt. In diesem Kapitel werden die Parameter anhand von Statistiken und Erfahrungswerten abgeschätzt. Diese Werte sind für die detaillierte Bestimmung der Flugzeugmasse erforderlich, die im nachfolgenden Kapitel erfolgt. Nach der Massenberechnung folgt dann eine Korrektur der Leitwerksparameter.

### 4.5.1 Höhenleitwerk

Das Höhenleitwerk dient zur Steuerung und Stabilisierung des Flugzeugs um die Querachse. Es besteht aus einer feststehenden Höhenflosse, die mit einem festen Einstellwinkel auf dem Seitenleitwerk befestigt ist, und einem beweglichen Höhenruder.

#### Streckung

Die Streckung des Höhenleitwerks soll etwa halb so groß sein wie die Streckung der Flügel. Somit ergibt sich eine Streckung von  $A_H = 4,35$  für das Höhenleitwerk.

#### Pfeilwinkel

Für die Pfeilung des Höhenleitwerks wird die Flügelpfeilung um  $5^\circ$  erhöht. Da die Flügel keine Pfeilung hatte, beträgt der Pfeilwinkel  $\varphi_{25H} = 5^\circ$ .

#### Zuspitzung

Die Zuspitzung des Höhenleitwerks soll nach (RAYMER, 1989) zwischen 0,3 und 0,6 liegen. Für dieses Flugzeug wird eine Zuspitzung von  $\lambda_H = 0,45$  gewählt.

#### Relative Profildicke

Die relative Profildicke des Höhenleitwerks soll um etwa 10% geringer sein als die der Flügel. Diese beträgt dann  $(t/c)_H = 10,8$ . Die typischen Profile für die Leitwerke sind die NACA 4 *digit profile*. Bei dieser Profildicke ist es sinnvoll, für dieses Flugzeug das Profil NACA 0010 auszuwählen.

## V-Winkel

Beim Höhenleitwerk wird meistens ein V-Winkel angebracht, damit das Höhenleitwerk sich nicht im Bereich des Triebwerksstrahls befindet. Da bei diesem Flugzeug die Triebwerke unter den Flügeln angebracht sind und das Leitwerk eine T-Konfiguration aufweist, besteht diese Gefahr nicht. Aus diesem Grund wird für den V-Winkel des Höhenleitwerks ebenfalls  $0^\circ$  angenommen.

## Fläche des Höhenleitwerks

Die Fläche des Höhenleitwerks wird anhand des Leitwerksvolumens bestimmt.

$$C_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot c_{MAC}} \quad (17)$$

Für den Hebelarm des Höhenleitwerks  $l_H$  wird etwa 55% der Rumpflänge angenommen. Für den Leitwerksvolumenbeiwert wird nach (RAYMER, 1989)  $C_H = 0,7$  ausgewählt. Da das Leitwerk eine T-Konfiguration aufweist, kann der Volumenbeiwert um 5% reduziert werden, weil ein T-Leitwerk besser angeströmt wird (Scholz, 2005). Somit beträgt  $C_H = 0,665$ .

Für die Fläche des Höhenleitwerks erhält man dann  $S_H = 2,8 \text{ m}^2$ .

### 4.5.2 Seitenleitwerk

#### Streckung

Die Streckung des Seitenleitwerks in T-Konfiguration soll zwischen 0,7 und 1,2 liegen. Damit das Seitenleitwerk groß ausgelegt werden kann, wird für die Streckung  $A_V = 1,2$  gewählt.

#### Pfeilung

Für Flugzeuge mit geringer Geschwindigkeit soll der Pfeilwinkel des Seitenleitwerks  $20^\circ$  nicht überschreiten (Scholz, 2005). Somit wird für das Seitenleitwerk ein Pfeilwinkel von  $\varphi_{25V} = 20^\circ$  gewählt.

## Zuspitzung

Die Zuspitzung des Seitenleitwerks in T-Konfiguration soll zwischen 0,6 und 1,0 liegen (RAYMER, 1989). Gewählt wird eine Zuspitzung von  $\lambda_V = 0,6$ .

## Relative Profildicke

Für das Seitenleitwerk ist eine Profildicke unter 12% nicht empfehlenswert (Müller, 2003). Außerdem muss das Seitenleitwerk stärker als das Höhenleitwerk ausgelegt werden, damit das Seitenleitwerk das Gewicht des Höhenleitwerks tragen kann. Deshalb wird für dieses Flugzeug eine Profildicke von  $(t/c)_V = 12\%$  ausgewählt. Somit wird für das Seitenleitwerk ein NACA 0012 Profil angewendet.

## Fläche des Seitenleitwerks

Auch die Seitenfläche ist mittels eines Leitwerksvolumenbeiwerts zu bestimmen.

$$C_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b_W} \quad (18)$$

Die Länge des Seitenleitwerkhebelarms beträgt 50% der Rumpflänge. Für den Leitwerksvolumenbeiwert wird eine Größe von  $C_V = 0,08$  angenommen (RAYMER, 1989). Damit ergibt sich für die Fläche des Seitenleitwerks  $S_V = 3,1 \text{ m}^2$ .

### 4.5.3 Übersicht der Höhen- und Seitenleitwerksparameter

Da die Profiltiefe des Höhenleitwerks an der Wurzel um 0,1 m geringer ist als die Profiltiefe des Seitenleitwerks an der Spitze (Sich Tabelle 4-7), ist es möglich, das Höhenleitwerk an der Spitze des Seitenleitwerks anzubringen und somit eine T-Konfiguration zu realisieren. Außerdem wird in der Praxis das Höhenleitwerk meist um ca. 5% unterhalb der Spitze des Seitenleitwerks angebracht, womit der Profiltiefenunterschied mehr als 0,1 m beträgt.

Eine Übersicht der Werte ist in folgender Tabelle gegeben:

Tabelle 4-7: Übersicht der Leitwerksparameter

<b>Parameter</b>	<b>Höhenleitwerk</b>	<b>Seitenleitwerk</b>
Leitwerksfläche $S$ [m <sup>2</sup> ]	2,8	3,1
Spannweite $b$ [m]	3,5	1,93
Streckung $A$ [-]	4,35	1,2
Pfeilung $\varphi_{25}$ [°]	5	20
Zuspitzung $\lambda$ [-]	0,45	0,6
Leitwerkstiefe an der Wurzel $c_r$ [m]	1,1	2
Leitwerksdicke an der Wurzel $t_r$ [m]	0,11	0,24
Leitwerkstiefe an der Spitze $c_t$ [m]	0,5	1,2
Leitwerksdicke an der Spitze $t_t$ [m]	0,05	0,14

## 4.6 Massenberechnung

Die Massenberechnung einzelner Komponenten erfolgt anhand von verschiedenen Prognosen, die zwischen Class I und Class II unterschieden werden. Hierdurch wird die Betriebsleermasse  $m_{OE}$  genauer ermittelt, womit man anschließend die Abflugmasse berechnen kann. Die Leermasse setzt sich zusammen aus den folgenden Massen:

- Flügelmasse  $m_w$
- Rumpfmasse  $m_f$
- Höhenleitwerksmasse  $m_H$
- Seitenleitwerksmasse  $m_V$
- Bugfahrwerksmasse  $m_{LG,N}$
- Hauptfahrwerksmasse  $m_{LG,M}$
- Masse der installierten Triebwerke  $m_E$
- Masse der Systeme und Items  $m_{system}$
- Masse der Batterie  $m_{bat}$

#### 4.6.1 Class I Massenprognose nach (RAYMER, 1989)

Diese Methode liefert eine grobe Abschätzung der Leermasse. Für die Berechnung werden für jedes Bauteil Referenzparameter berechnet, die dann mit definierten Faktoren multipliziert werden. Anschließend wird alles addiert, um die Leermasse zu erhalten. Für die Berechnung der Massen von Flügeln, Rumpf und Leitwerken müssen jeweils die benetzten Flächen berechnet werden, die anschließend mit den Faktoren nach (RAYMER, 1989) multipliziert werden. Die Fahrwerksmassen und Systemmassen lassen sich durch Multiplikation des Gesamtgewichts nach Kapitel 4.1 mit einem Faktor nach (RAYMER, 1989) bestimmen. Die Batteriemasse steht mit  $m_{bat} = 167 \text{ kg}$  fest (Airbus Group, 2015). Für die Masse der Triebwerke werden jeweils 50 kg angenommen. Für beide installierte Triebwerke ergibt sich so eine Masse von  $m_{engine} = 100 \text{ kg}$ .

Die benetzte Flügelfläche ergibt sich aus der folgenden Gleichung.

$$S_{exposed,w} = 2 \cdot (S_w - c_r \cdot d_{F,ext}) = 20,26 \text{ m}^2 \quad (19)$$

Für die überschlägige Berechnung der benetzten Rumpffläche werden der Kabinenteil als Zylindermantel und der Heckbereich als Kegelmantel berechnet und miteinander addiert. Die Geometrie des Radoms wird vernachlässigt.

$$S_{wetted} = 2 \cdot \pi \cdot r_{eff} \cdot l_{cabin} + \pi \cdot r_d \cdot \sqrt{r_d^2 + l_{Heck}^2} \quad (20)$$

Somit ergibt sich für die benetzte Rumpffläche  $S_{wetted} = 21,8 \text{ m}^2$ .

Für die umströmten Leitwerksflächen werden jeweils die Leitwerksflächen mit dem Faktor 2 für beide Seiten multipliziert.

$$S_{exposed,H} = 2 \cdot S_H = 5,6 \text{ m}^2 \quad (21)$$

$$S_{exposed,V} = 2 \cdot S_V = 6,2 \text{ m}^2 \quad (22)$$

Die Massenprognose wird in der nachfolgenden Tabelle durchgeführt. Die Faktoren werden gemäß *General Aviation* ausgewählt.



Tabelle 4-8: Ermittlung der Betriebsleermasse nach der Class I Methode

Bauteil	Faktor	Referenzparameter	Masse
Flügel	12	$S_{\text{exposed}} = 20,26 \text{ m}^2$	243,12 kg
Rumpf	6,8	$S_{\text{wetted}} = 21,8 \text{ m}^2$	148,24 kg
Leitwerke	8,8	$S_{\text{exposed,H,V}} = 11,8 \text{ m}^2$	103,84 kg
Bugfahrwerk	0,009	$m_{\text{MTOW}} = 1000 \text{ kg}$	9 kg
Hauptfahrwerk	0,048	$m_{\text{MTOW}} = 1000 \text{ kg}$	48 kg
Triebwerke	-	$m_{\text{E}} =$	100 kg
Systeme und Items	0,1	$m_{\text{MTOW}} = 1000 \text{ kg}$	100 kg
Batterie	-	$m_{\text{bat}} =$	167 kg
Summe $m_{\text{OE}}$	-	-	919,2 kg
Summe $m_{\text{MTOW}}$	-	-	1259,2 kg
Abweichung [%]	-	-	25,92 kg

#### 4.6.2 Class II Massenprognose nach (TORENBEEK, 1988)

Auch für diese Methode werden die Massen einzelner Bauteile ermittelt. Aus ihrer Addition ergibt sich die Betriebsleermasse. Aber die Formeln für die Bestimmung der Massen sind wesentlich aufwändiger als Class I. Einige der Formeln sind von der Abflugmasse abhängig. Da diese sich durch die Neuberechnete Leermasse ändert, wird ein iteratives Vorgehen angewendet. Für die Abflugmasse der ersten Iteration wird die in Kapitel 4.1 berechnete Gesamtmasse übernommen. Nachdem die Betriebsleermasse nach Class II ausgerechnet wird, wird die Abflugmasse aus Betriebsleermasse und Nutzlast neu berechnet, die dann als Startwert für den nächsten Iterationsvorgang verwendet wird. Die Iteration wird erst beendet, wenn zwei aufeinanderfolgende Ergebnisse eine Abweichung von höchstens 0,5 % aufweisen. Unterscheidet sich das Endergebnis vom ersten Iterationswert um mehr als 5%, dann müssen die Flügelfläche und die damit zusammenhängenden Parameter neu berechnet werden.

Die Massen werden nur als Ergebnis in der Tabelle 4-9 dargestellt, die einzelnen Parameter sind im Anhang zu finden.

- **Flügelmasse  $m_w$**

$$\frac{m_w}{m_{MTOW}} = 4,90 \cdot 10^{-3} \cdot b_s^{0,75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}}\right) \cdot n_{ult}^{0,55} \cdot \left(\frac{\frac{b_s}{t_r}}{\frac{m_{MTOW}}{S_w}}\right)^{0,30} \quad (23)$$

- **Rumpfmasse  $m_r$**

Rumpfmasse wird nach Cessna Methode (Roskam V, 1985) berechnet, da die Methode nach Torenbeek nicht für Flugzeuge mit geringer Geschwindigkeit verwendet werden kann (Scholz, 2005). Außerdem muss berücksichtigt werden, dass diese Formel für einen Rumpf aus Aluminium gilt. Da der Rumpf dieses Flugzeugs aus carbonfaserverstärktem Material besteht, wird angenommen, dass die tatsächliche Masse geringer ist. Aus diesem Grund wird die Rumpfmasse um 15% reduziert

$$m_f = 14,86 \cdot m_{MTOW}^{0,144} \cdot \left(\frac{l_f}{U_{f,max}}\right)^{0,778} \cdot l_f^{0,383} \cdot N_{pax}^{0,455} \quad (24)$$

- **Höhenleitwerk  $m_H$  und Seitenleitwerk  $m_V$**

$$m_H + m_V = 0,64 \cdot (n_{ult} \cdot (S_H + S_V)^2)^{0,75} \quad (25)$$

- **Fahrwerke  $m_{LG}$**

$$m_{LG,N} \text{ bzw. } m_{LG,M} = k_{LG} \cdot (A_{LG} + B_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/4} + C_{LG} \cdot m_{MTO} + D_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/2}) \quad (26)$$

- **Masse der installierten Systeme  $m_{systeme}$**

$$m_{system} = k_{EQUIP} \cdot m_{MTO} + 0,768 \cdot k_F \cdot m_{MTO}^{\frac{2}{3}} \quad (27)$$

- **Masse der Triebwerke  $m_E$**

Die Massen der Triebwerke des Flugzeugs können nicht mit den bekannten Formeln ausgerechnet werden, deshalb wird für die Masse eine Annahme getroffen. Da die Triebwerke sehr klein sind und keine weiteren Komponenten wie zum Beispiel Verdichter oder Turbine besitzen, wird eine Masse von  $m_E = 100$  kg für die eingebauten Triebwerke angenommen. Somit sind alle Massen der einzelnen Komponenten bestimmt, um die Betriebsleermasse zu ermitteln.

- **Gesamtmasse des Flugzeugs nach der Class II Methode**

Nach drei Iterationsvorgängen konnte die endgültige Abflugmasse ermittelt werden. Die einzelnen Komponentenmassen der Iterationsvorgänge können der folgenden Tabelle entnommen werden.

Tabelle 4-9: Ermittlung der Betriebsleermasse nach der Class II Methode

Bauteile	1. Iteration	2. Iteration	3. Iteration
Flügel [kg]	94,6	97	97,4
Rumpf [kg]	140	140,8	141
Leitwerke [kg]	33,8	33,8	33,8
Bugfahrwerk [kg]	14,8	14,9	14,9
Hauptfahrwerk [kg]	46,1	47,2	47,4
Triebwerke [kg]	100	100	100
Systeme und Items [kg]	97,7	100,8	101,5
Batterie [kg]	167	167	67
Summe mOE [kg]	694,2	701,5	703
Summe mMTOW [kg]	1.034,2	1.041,5	1.043
Abweichung [%]	3,42	0,71	0,14

Für die Berechnungen weiterer Parameter werden die Werte der dritten Iteration der Tabelle 4-9 benutzt. Es ist nicht erforderlich, die Flügelfläche neu zu bestimmen, da die Abweichung des Startwertes der Abflugmasse vom Endergebnis 4,3% beträgt.

## 4.7 Schwerpunkt des Flugzeugs und Flügelpositionierung

Um die Position des Flügels in Längsrichtung bestimmen zu können, müssen die Schwerpunkte der einzelnen Komponenten berechnet werden. Hierfür wird das Flugzeug in zwei Gruppen aufgeteilt. Die erste Gruppe, die Rumpgruppe, besteht aus allen Komponenten, die direkt mit dem Rumpf verbunden sind. Die zweite Gruppe, die Flügelgruppe, beinhaltet alle Komponenten, die mit dem Flügel in Verbindung stehen.

### Rumpgruppe

- Rumpfmasse
- Leitwerksmasse
- Fahrwerksmasse
- Masse der Systeme

### Flügelgruppe

- Flügelmasse
- Batteriemasse
- Triebwerksmasse

Zur Berechnung der Schwerpunktlagen wird folgende Gleichung verwendet.

$$X_{CG} = \frac{\Sigma(m_i \cdot X_{CG,i})}{\Sigma m_i} \quad (28)$$

Die Lage der Schwerpunkte einzelner Komponenten wird nach (TORENBEEK, 1988) ermittelt. Für die Bestimmung der Längen einzelner Schwerpunktlagen, wird der E-Fan von Airbus als Referenzflugzeug gewählt. Anhand dieses Flugzeugs können prozentuale Abschätzungen für die Schwerpunktlagen der Komponenten getroffen werden, die dann auf das ausgelegte Flugzeug angewandt werden können.

Die Ergebnisse der Rumpfgruppe können aus Tabelle 4-10 entnommen werden. Dabei ist zu beachten, dass die Bezugsebene der Rumpfgruppe die Rumpfnase ist, die auch als Nullpunkt des Flugzeugs definiert ist.

Tabelle 4-10: Schwerpunktlage der Rumpfgruppe

Komponenten	Masse [kg]	Schwerpunktlage [m]	Masse · Schwerpunktlage [kg·m]
Rumpf	141	1,8	253,8
Höhenleitwerk	15,2	6,5	98,8
Seitenleitwerk	18,6	6,2	115,32
Bugfahrwerk	14,9	0,7	10,43
Hauptfahrwerk	47,4	2,5	118,5
Systeme	101,5	2,5	253,75
Summe	-	-	850,50

$$X_{CG, \text{fuselagegruppe}} [\text{m}] = 2,5$$

Die Tabelle 4-11 beschreibt die Ergebnisse der Flügelgruppe. Hierfür ist zu bemerken, dass die Bezugsebene der Flügelgruppe bei der Vorderkante des MAC liegt. Außerdem besteht die Flügelmasse in dieser Tabelle aus der Masse der Flügel und der Masse der Batterien, da diese in den Flügeln angebracht sind.

Tabelle 4-11: Schwerpunktlage der Flügelgruppe

Komponenten	Masse [kg]	Schwerpunktlage [m]	Masse · Schwerpunktlage [kg·m]
Flügel	264,4	0,45	119
Triebwerke	100	-0,35	-35
Summe	-	-	84

$$X_{CG, \text{winggruppe}} [\text{m}] = 0,23$$

Zum Positionieren des Flügels am Rumpf ist zu beachten, dass der Gesamtschwerpunkt im Zustand des unbeladenen Flugzeugs bei 0,25 MAC liegen soll. Hierfür muss der erforderliche Abstand zwischen dem Nullpunkt und der Vorderkante der MAC ermittelt werden. Dies kann anhand der Gleichung, die das Moment um 0,25 MAC bestimmt, ausgerechnet werden. Formt man die Gleichung nach der Position der Vorderkante der MAC, so erhält man die folgende Formel:

$$x_{LE,MAC} = x_{FG} - 0,25 MAC + \frac{m_{WG}}{m_{FG}} \cdot (x_{WG,LE,MAC} - 0,25 MAC) \quad (29)$$

$$x_{LE,MAC} = 2,02 \text{ m}$$

Somit ist die Position der Flügel bestimmt.

Nun kann die Schwerpunktlage des gesamten Flugzeugs im unbeladenen Zustand berechnet werden. Die Parameter der Rumpfgruppe kann aus Tabelle 4-10 übernommen werden. Für die Flügelgruppe müssen die Schwerpunktlagen der Tabelle 4-11 mit dem  $x_{LE,MAC}$  addiert werden.

Tabelle 4-12: Gesamtschwerpunktlage des Flugszeugs

Komponenten	Masse [kg]	Schwerpunktlage [m]	Masse · Schwerpunktlage [kg·m]
Rumpfgruppe	338,6	-	851
Flügel	264,4	2,47	653
Triebwerke	100	1,67	167
Summe	-	-	1670,5

$$x_{CG,gesamt} [\text{m}] = 2,2$$

## 4.8 Leitwerksauslegung II

Diese Auslegung der Leitwerke in diesem Kapitel basiert auf den Ergebnissen aus Kapitel 4.5, die anhand der dimensionslosen Leitwerksvolumenbeiwerte berechnet wurden.

### 4.8.1 Höhenleitwerksauslegung

Für die Bestimmung der Höhenleitwerksflächen sollen zwei Geradengleichungen aufgestellt werden, die das mindesterforderliche Flächenverhältnis zwischen dem Tragflügel und dem Höhenleitwerk beschreiben. Hierfür ist es nötig, die Schwerpunktlage für den beladenen Flugzeugzustand zu kennen. Die erste Geradengleichung, die nach der Steuerbarkeitsanforderung gestellt wird, definiert die vordere Schwerpunktlage. Die zweite Geradengleichung, die für die Stabilität des Flugzeugs um die Querachse verantwortlich ist, bestimmt die hinterste Schwerpunktlage.

Die Verschiebung der Schwerpunktlage entsteht durch den Verlust des Treibstoffs während des Flugs. Da bei diesem Flugzeug kein Massenverlust stattfindet, verschiebt sich die

Schwerpunktlage nicht. Es muss nur die Schwerpunktlage im beladenen Zustand überprüft werden. Bei voller Passagierzahl ändert sich die Schwerpunktlage nicht, da die Abstände zwischen dem Schwerpunkt zu den hinteren Sitzen und zum Cockpit gleich groß sind. Für die Bestimmung der Höhenleitwerksfläche muss lediglich der Hebelarm des Höhenleitwerks neu berechnet werden. Damit wird dann anhand der Gleichung (17) die Fläche ermittelt. Der Hebelarm lässt sich durch die Differenz zwischen der Schwerpunktlage des Höhenleitwerks bezogen auf die Flugzeugnase und dem Flugzeugschwerpunkt berechnen. Mit einem Hebelarm von  $l_H = 6,5\text{ m} - 2,2\text{ m} = 4,3\text{ m}$  ergibt sich für die Fläche  $S_H = 2,65\text{ m}^2$ . Damit beträgt dann die neu berechnete Spannweite des Höhenleitwerks  $b_H = 3,4\text{ m}$ .

#### 4.8.2 Seitenleitwerksauslegung

Für die Bestimmung der Seitenleitwerksfläche wird überprüft, ob die Steuerbarkeitsanforderungen erfüllt sind. Hierfür muss der kritische Flugzustand betrachtet werden, bei dem ein Triebwerk ausgefallen ist. Das Moment, das durch den Triebwerksausfall entsteht, muss durch das Seitenleitwerk aufgenommen werden. Die Berechnung erfolgt durch folgende Gleichung:

$$S_{VT} = \frac{N_E + N_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{MC}^2 \cdot \delta_F \cdot \left[ \frac{c_{L,\delta}}{(c_{L,\delta})_{theory}} \right] \cdot (c_{L,\delta})_{theory} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot l_{VT}} \quad (30)$$

Dabei ist das Triebwerksmoment  $N_E = \frac{T_{TO}}{n_E} \cdot Y_E = 0,7 \cdot 750\text{ N} \cdot 2,29\text{ m} = 1202,25\text{ Nm}$ .

Die folgenden Parameter sind aus dem Vorlesungsskript nach (Scholz, 2005) entnommen worden.

- Das Widerstandsmoment wird als  $0,15 \cdot N_E$  angenommen.
- Die Geschwindigkeit *minimum control speed*  $V_{MC}$  lässt sich aus dem *stall speed* berechnen mit  $V_{MC} = 1,2 \cdot V_{Stall}$ .
- Der Seitenruderausschlag beträgt  $\delta_F = 25^\circ$ .
- Für das Profil NACA 0012 beträgt die Zunahme des max. Auftriebsbeiwertes

$$\frac{c_{L,\delta}}{(c_{L,\delta})_{theory}} = 0,85.$$

- Mit  $c_t/c = 0,3$  und einer relativen Profildicke von 12% ergibt sich für  $(c_{L,\delta})_{theory} = 4,5 / \text{rad}$ .
- Die Konstanten  $K'$  und  $K_\Lambda$  wurden aus den dazugehörigen Diagrammen abgelesen mit

$$K' = 0,66 \text{ und } K_{\Lambda} = 0,88.$$

- Der Hebelarm des Seitenleitwerks lässt sich durch die Differenz zwischen der Schwerpunktlage des Seitenleitwerks bezogen auf die Flugzeugnase und dem Flugzeugschwerpunkt berechnen. Somit beträgt  $l_v = 4 \text{ m}$ .

Es ergibt sich eine Mindestfläche von  $S_v \approx 1 \text{ m}^2$ . Da die Seitenleitwerksfläche aus dem Kapitel 4.5.2 größer ausfällt, ist die Sicherheit gegen den Ausfall eines Triebwerks gewährleistet.

## 4.9 Fahrwerke

Die Fahrwerke sind unter dem Rumpf angebracht und bestehen aus Hauptfahrwerk und Bugfahrwerk. Für die Auslegung müssen zu Beginn einige Annahmen getroffen werden, die, falls nötig, verändert werden können.

Die Spurweite des Hauptfahrwerks wird mit 2m festgelegt.

Der Abstand vom Boden zur Rumpfunterseite wird als 0,5 m angenommen und der Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Bugfahrwerk wird als 2 m angenommen.

Es wird pro Hauptfahrwerk ein Rad vorgesehen.

Um die Stabilität des Flugzeugs durch die Fahrwerke am Boden überprüfen zu können, müssen folgende Kriterien erfüllt sein: Der Schwerpunkt des Flugzeugs muss sich immer vor dem Hauptfahrwerk befinden. Der Freiheitswinkel zwischen dem Hauptfahrwerk und der Flügelspitze muss mindestens  $7,5^\circ$  betragen. Dies lässt sich anhand einer einfachen Trigonometrie-Gleichung rechnen und es ergibt sich ein Winkel von ca.  $26^\circ$  (Siehe Abbildung 4-7)

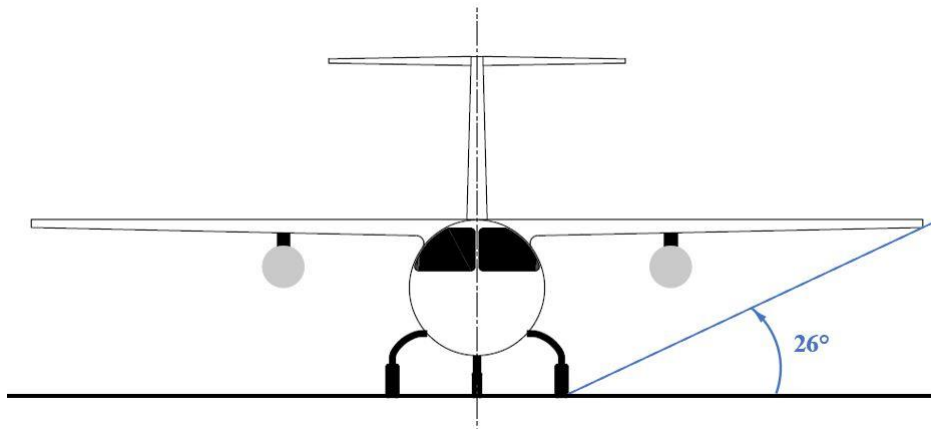


Abbildung 4-7: Darstellung des Freiheitswinkels



Der Heckwinkel muss mit der Hauptfahrwerkslage abgestimmt werden. Dabei darf der Winkel weder zu groß noch zu klein werden. Für dieses Flugzeug beträgt der Winkel ca.  $21^\circ$  (Siehe Abbildung 4-8)

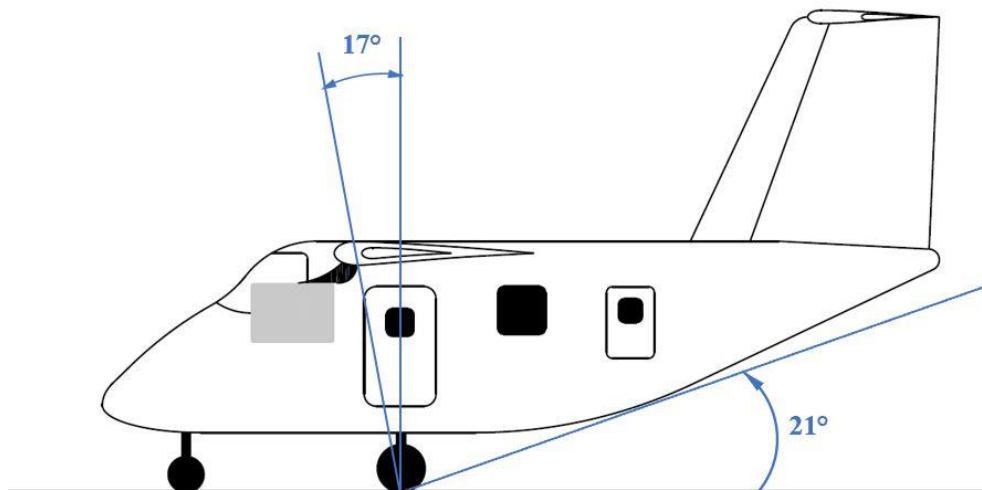


Abbildung 4-8: Darstellung des Heckwinkels

Ein weiteres wichtiges Kriterium besteht darin, zu überprüfen, ob die Kippstabilität in Längsrichtung gewährleistet ist. Dabei muss beachtet werden, dass das Hauptfahrwerk genügend Abstand zum Schwerpunkt aufweist. Hierfür darf der Winkel zwischen der Verbindungslinie Fahrwerk-Schwerpunkt und der Lotrechten aus dem Hauptfahrwerk nicht geringer als  $15^\circ$  werden. Für dieses Flugzeug beträgt der Winkel  $17^\circ$  (Abbildung 4-8). Des Weiteren muss die Kippstabilität in Querrichtung überprüft werden. Hierfür wird darauf geachtet, dass die Kippstabilität des Flugzeugs beim Rollen in Kurven gewährleistet ist. Dafür darf der in Abbildung 4-9 dargestellte Winkel  $55^\circ$  nicht überschreiten. Für dieses Flugzeug ergibt sich ein Winkel von  $52^\circ$ . Damit ist auch diese Bedingung erfüllt.

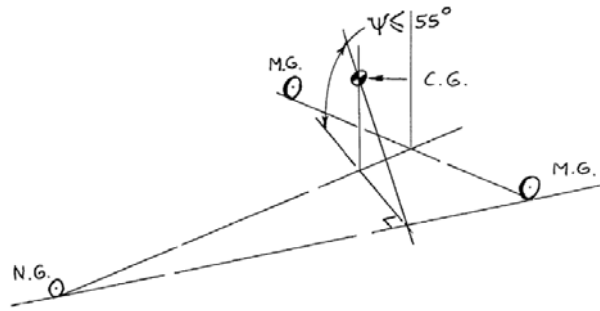


Abbildung 4-9: Kippwinkel in Querrichtung (ROSKAM II, 1997)

Nun werden die Parameter zu den Reifen ermittelt. Nach (ROSKAM II, 1997) können die Parameter anhand der Abflugmasse bestimmt werden. Dabei ergibt sich folgendes für die Reifen.

Tabelle 4-13: Reifenauswahl

Reifenart	Durchmesser X Breite	Reifendruck
Hauptfahrwerk	0,4m x 0,15m	19
Bugfahrwerk	0,3m x 0,12m	22

Jedes Flugbetriebsfeld hat eine *Pavement Classification Number* (PCN), die die Tragfähigkeit des Bodens definiert. Jedes Flugzeug besitzt eine *Load Classification Number* (LCN), die angibt, wie hoch die Belastung des Fahrwerks auf einem Betriebsfeld ist (TORENBEEK, 1988). Damit die Landung eines Flugzeugs auf einem Betriebsfeld erlaubt wird, muss der PCN größer oder gleich dem LCN sein. Die LCN wird aus Diagrammen (Abbildung 4-11) nach (TORENBEEK, 1988) abgelesen. Hierfür ist es erforderlich, den Reifendruck und den *Equivalent Single Wheel Load* (ESWL) zu kennen. Der ESWL lässt sich aus folgende Gleichung ermitteln.

$$ESWL = \frac{F_{gear}}{reduction\ factor} \quad (31)$$

Dabei ist  $F_{gear}$  die Last, die auf ein Fahrwerk wirkt. Die Verteilung der Abflugmasse auf die Fahrwerke erfolgt mit 84% auf Hauptfahrwerk und 16% auf Bugfahrwerk. Somit beträgt die Last, die von einem Rad des Hauptfahrwerks getragen wird,  $F_{gear} = 438,06$  kg. Der *reduction factor* lässt sich ablesen (Abbildung 4-10). Dafür wird die Kontaktfläche der Räder berechnet.  $F_{gear}$  wird in lbs angegeben.

$$A_{contact} = \frac{F_{gear}}{tire\ pressure} = 50,84\ in^2 \quad (32)$$

Es wird noch ein Faktor zur Berücksichtigung der Landebahneigenschaften eingeführt, die nach (TORENBEEK, 1988) als  $L = 45$  angenommen wird. Somit ergibt sich für den *reduction factor* ca. 1,85 (Siehe Abbildung 4-10) Somit beträgt der ESWL = 522 lbs.

Der LCN Wert des Flugzeugs kann aus der Abbildung 4-11 nicht exakt entnommen werden, aber es kann die Aussage getroffen werden, dass das LCN unter 10 liegt. Somit gibt es keine Einschränkung für das Flugzeug bezüglich des Anfliegens einer Landebahn.

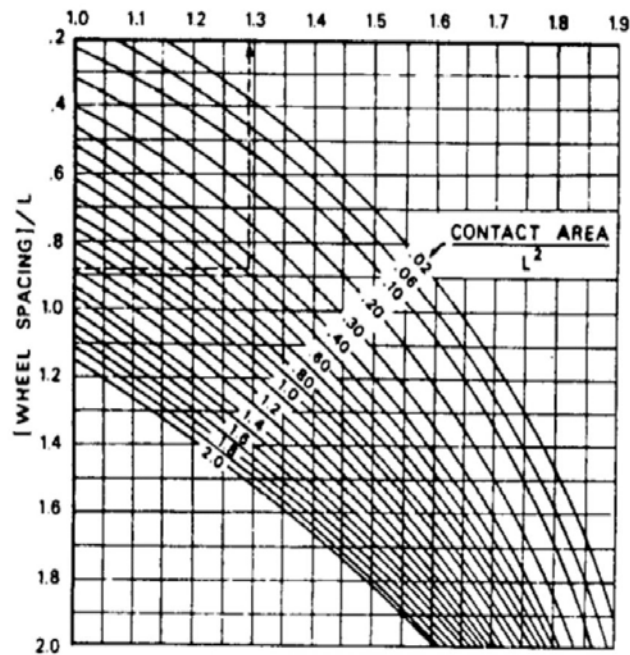


Abbildung 4-10: *Reduction Factor* (TORENBEEK, 1988)

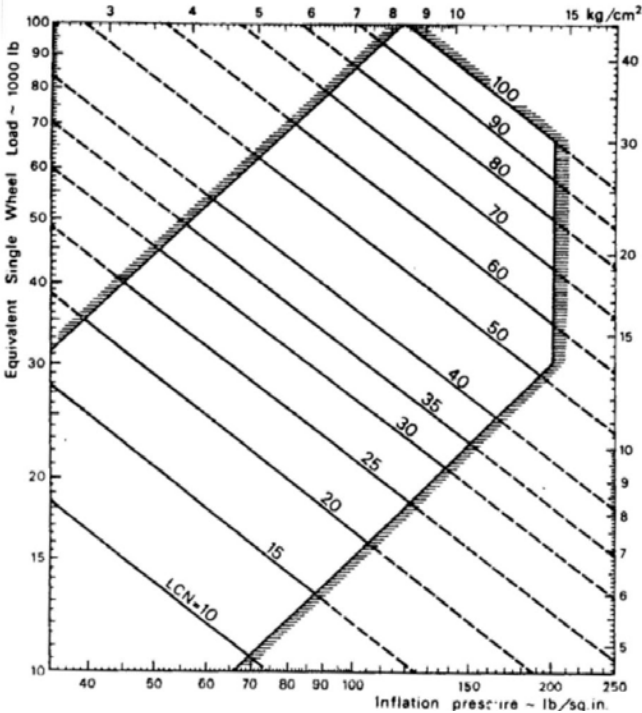


Abbildung 4-11: Load Classification Number (TORENBEEK, 1988)

## 4.10 Polare

Dieser Kapitel dient dazu, einen Zusammenhang zwischen dem Widerstand und dem Auftrieb des Flugzeugs darzustellen. Hierfür ist es erforderlich, den Widerstandsbeiwert des gesamten Flugzeugs zu berechnen. Dies ist anhand der folgenden Gleichung möglich:

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i} + C_{D,wave} = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} + C_{D,wave} \quad (33)$$

Der Wellenwiderstand kann für dieses Flugzeug vernachlässigt werden. Dieser Widerstand tritt erst auf, wenn die Machzahl des Flugzeugs über der kritischen Machzahl liegt. Da dieses Flugzeug mit einer sehr geringen Geschwindigkeit fliegt, ist die Machzahl sehr gering. Damit ist  $C_{D,wave} = 0$ . Der Nullwiderstand ist der Widerstand bei Nullauftrieb. Um den Nullwiderstandsbeiwert zu bestimmen, wird folgende Gleichung nach (TORENBEEK, 1988) in Betracht gezogen:

$$C_{D,0} = C_{fe} \cdot \frac{S_{wet}}{S_w} \quad (34)$$

Der äquivalente Oberflächenwiderstandsbeiwert  $C_{fe}$  kann aus der Tabelle nach (Raymer, 1992) entnommen werden.

Für  $S_{wet}$  werden alle benetzten Flächen der einzelne Flugzeugkomponenten nach (TORENBEEK, 1988) berechnet.

$$S_{wet} = S_{wet,f} + S_{wet,w} + S_{wet,H} + S_{wet,V} + n_E \cdot S_{wet,N} + n_E \cdot S_{wet,pylons} \quad (35)$$

Die benetzte Rumpffläche lässt sich wie folgt berechnen.

$$S_{wet,f} = \pi \cdot l_F \cdot d_F \cdot \left(1 - \frac{2}{\lambda_F}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(1 + \frac{2}{\lambda_F^2}\right) \quad (36)$$

Für die Flügel gilt folgende Gleichung:

$$S_{wet,W} = 2 \cdot S_{exposed,w} \cdot \left(1 + 0,25 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_r \cdot \frac{1 + \tau \cdot \lambda}{1 + \lambda}\right) \quad (37)$$

Die Gleichung (37) wird sowohl für das Höhenleitwerk als auch für das Seitenleitwerk mit den entsprechenden Parametern angewendet.

Die benetzte Fläche der Triebwerksgondeln wird für dieses Flugzeug wie folgt berechnet:

$$S_{wet,N} = l_n \cdot D_N \cdot \left[2 + 0,35 \cdot \frac{l_1}{l_n} + 0,8 \cdot \frac{l_1 \cdot D_{hl}}{l_n \cdot D_n} + 1,15 \cdot \left(1 - \frac{l_1}{l_n}\right) \cdot \frac{D_{ef}}{D_n}\right] \quad (38)$$

Die einzelnen Durchmesser und Längen können aus dem Anhang entnommen werden. Der *Pylon* wird vereinfacht als ein Zylinder angenommen. Die folgende Tabelle gibt die Ergebnisse der einzelnen Flächen und den Nullwiderstandsbeiwert an.

Tabelle 4-14: Ermittlung des Nullwiderstandsbeiwert

Parameter	Ergebnis
Benetzte Rumpffläche $S_{wet,f}$ [m <sup>2</sup> ]	24,7
Benetzte Flügelfläche $S_{wet,w}$ [m <sup>2</sup> ]	23,7
Benetzte Höhenleitwerksfläche $S_{wet,H}$ [m <sup>2</sup> ]	5,3
Benetzte Seitenleitwerksfläche $S_{wet,V}$ [m <sup>2</sup> ]	6,4
Benetzte Oberfläche der Triebwerksgondel $S_{wet,N}$ [m <sup>2</sup> ]	2,2
Benetzte Oberfläche der Pylon $S_{wet,pylon}$ [m <sup>2</sup> ]	0,4
Äquivalenter Oberflächenwiderstandsbeiwert $C_{fe}$ [-]	0,045
Flügelfläche $S_W$ [m <sup>2</sup> ]	12,8
Nullwiderstandsbeiwert $C_{D,0}$ [-]	0,015

Der induzierte Widerstand ist der auftriebsabhängige Widerstand. Er lässt sich wie folgt berechnen:

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (39)$$

Für  $C_L$  wird der Auftriebsbeiwert im Reiseflug eingesetzt und beträgt  $C_L = 0,79$ . Der Oswald Faktor kann für dieses Flugzeug als  $e = 0,7$  angenommen werden. Somit ergibt sich für den

induzierten Widerstandsbeiwert  $C_{D,i} = 0,033$ . Der Gesamtwiderstandsbeiwert beträgt dann  $C_D = 0,048$ . Die maximale Gleitzahl ( $L/D$ ) beträgt  $E = 16,6$  (Abbildung 4-12). Da die Gleitzahl bei dem E-Fan E=16 beträgt, kann dieses Ergebnis als plausibel angenommen werden.

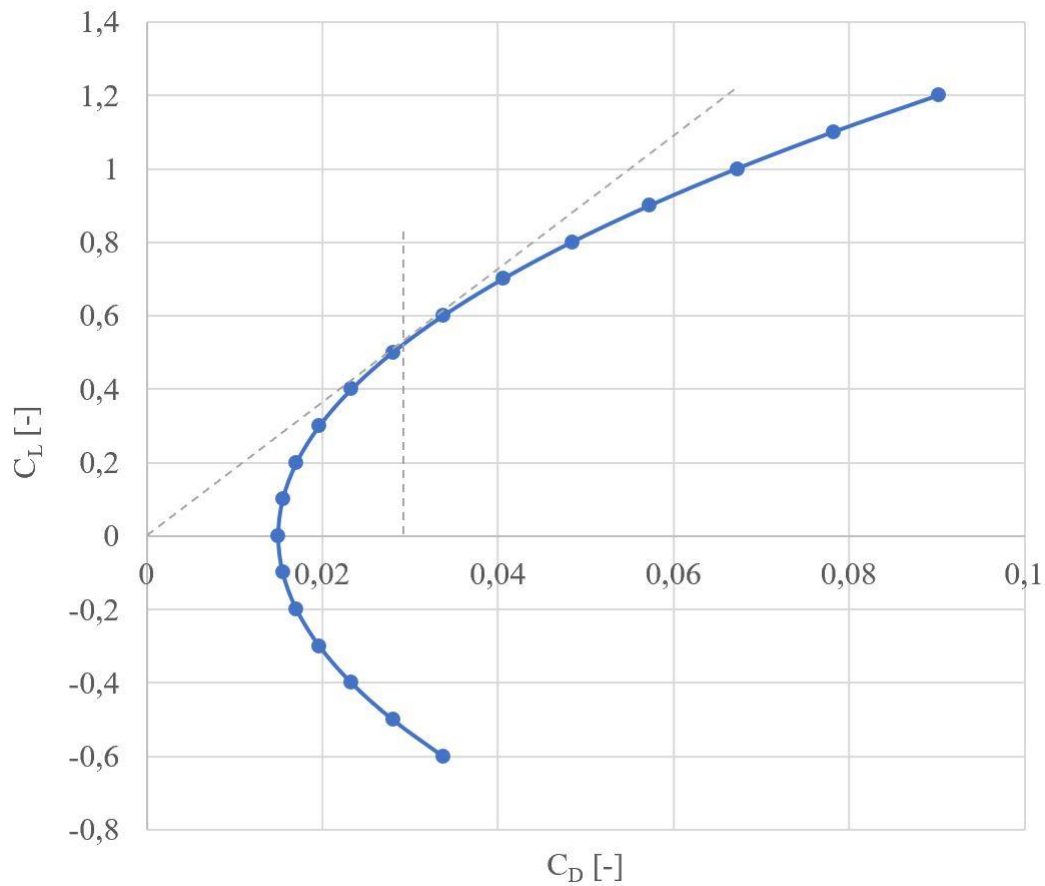


Abbildung 4-12: Darstellung der Polare

### 4.11 Drei Seiten Ansicht des Flugzeugs

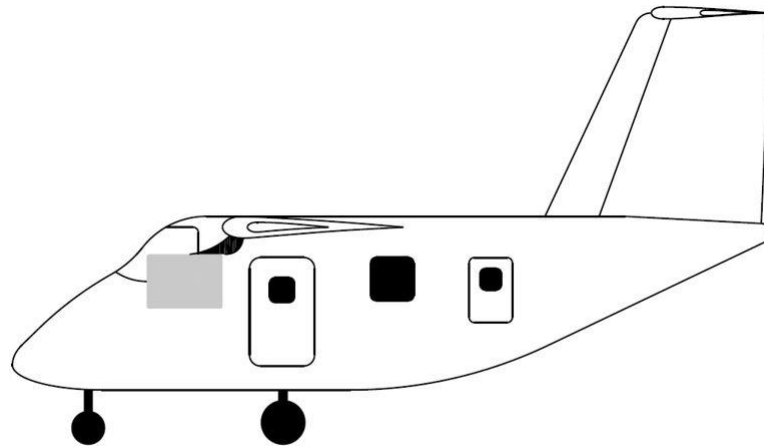


Abbildung 4-13: Seitenansicht des Flugzeugs

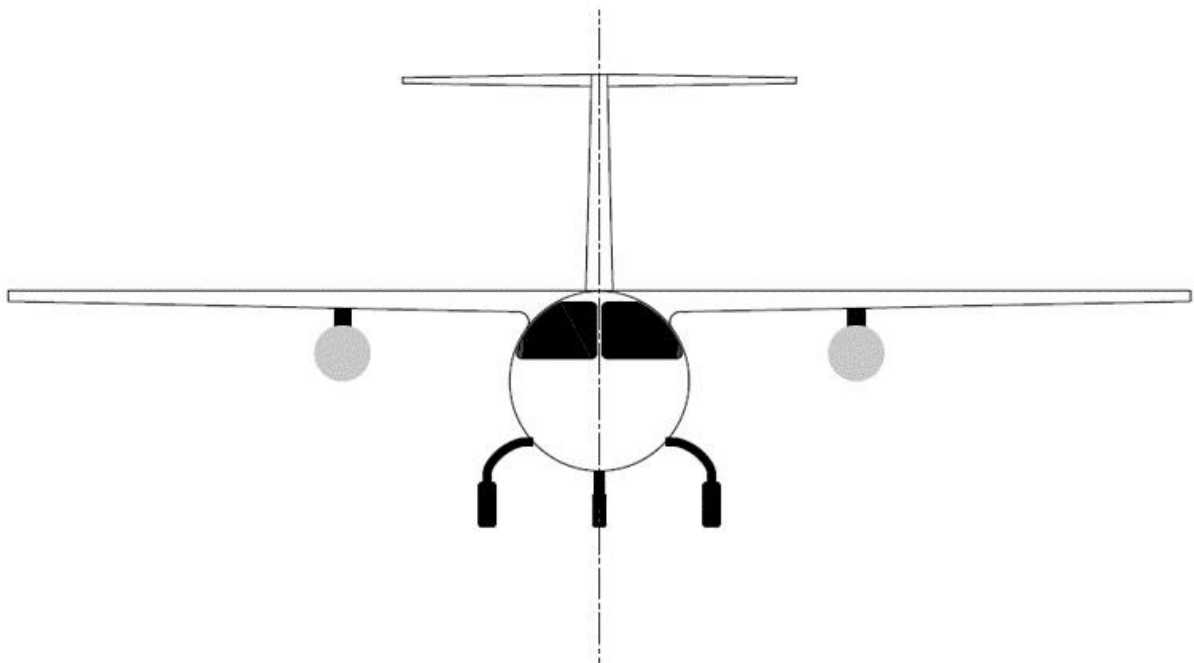


Abbildung 4-14: Vorderansicht des Flugzeugs



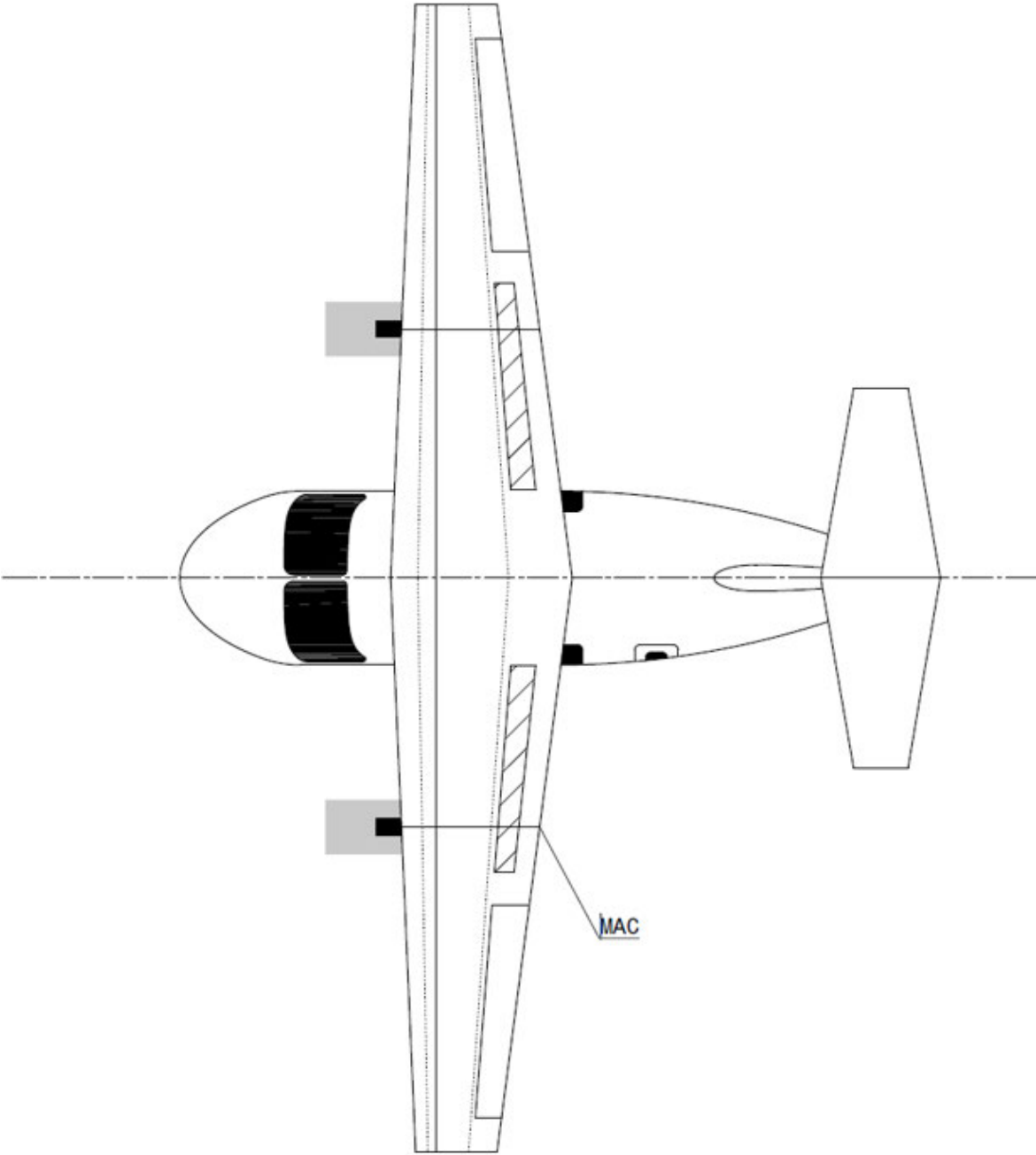


Abbildung 4-15: Draufsicht des Flugzeugs

## 4.12 Direkte Betriebskosten

Die direkten Betriebskosten (*Direct Operating Costs* DOC) beinhalten nur die variablen, flugzeugabhängigen Kosten. Denn die Kostenberechnungen sind aus der Sicht des Betreibers aufgestellt. Für dieses Flugzeug wird die Kostenberechnung nach *Association of European Airlines* AEA 1989a für Kurzstrecken vorgenommen. Dabei entstehen die Gesamtkosten aus der Summe folgender Parameter:

- Abschreibung  $C_{DEP}$
- Zinsen  $C_{INT}$
- Versicherung  $C_{INS}$
- Strom  $C_{ELEC}$
- Besatzung  $C_C$
- Gebühren  $C_{FEE}$
- Wartung  $C_M$

Die weiteren Berechnungen in diesem Unterkapitel folgen nach (Scholz, 2005). Die Tabellen, die für das Ablesen einiger Parameter benutzt wurden, sind im Anhang beigefügt.

Für die nachfolgenden Gleichungen beziehen sich die Preise entweder auf das Jahr 1999 oder das Jahr 1989, deshalb muss bei den Preisen noch der Inflationszuschlag berücksichtigt werden. Hierfür wird ein Korrekturfaktor bestimmt, der mit folgender Gleichung berechnet wird:

$$k_{INF} = (1 + p_{INF})^{n_{year} - n_{method}} \quad (40)$$

Die Inflationsrate für die Parameter aus dem Jahr 1999 beträgt  $p_{INF} = 3,3\%$  und für das Jahr 1989  $p_{INF} = 6,5\%$ . Somit beträgt der Korrekturfaktor für das Jahr 1999  $k_{INF} = 2,043$  und für das Jahr 1989  $k_{INF} = 7,5$ .

### 4.12.1 Abschreibung

Durch die Abschreibung wird die gebrauchsbedingte Wertminderung eines Gegenstands auf die Nutzungsdauer festgelegt. Sie wird anhand der nachfolgenden Gleichung berechnet.

$$C_{DEP} = \frac{P_{total} + P_{residual}}{n_{DEP}} = \frac{P_{total} \cdot \left(1 - \frac{P_{residual}}{P_{total}}\right)}{n_{DEP}} \quad (41)$$

Für die Berechnung der einzelnen Parameter dieser Gleichung werden noch folgende Gleichungen benötigt:

$$P_{total} = P_{delivery} + P_S \quad (42)$$

$$P_S = k_{S,AF} \cdot P_{AF} + k_{S,E} \cdot n_E \cdot P_E \quad (43)$$

$$P_{AF} = P_{delivery} - n_E \cdot P_E \quad (44)$$

Die Ergebnisse werden hier tabellarisch aufgestellt:

Tabelle 4-15: Ermittlung der Abschreibungskosten

Parameter	Ergebnis
Abflugmasse $m_{MTOW}$ [kg]	1.043
Leermasse $m_{OE}$ [kg]	703
Passagieranzahl $n_{PAX}$ [-]	4
Auslieferungspreis $P_{delivery}/m_{MTOW} \cdot m_{MTOW}$ [USD]	1.065.425
Auslieferungspreis $P_{delivery}/m_{OE} \cdot m_{OE}$ [USD]	1.235.157
Auslieferungspreis $P_{delivery}/n_{PAX} \cdot n_{PAX}$ [USD]	2.165.580
Ø Auslieferungspreis $P_{delivery}$ [USD]	1.488.720
Preis Airframe $P_{AF}$ [USD]	1.297.517
Preis Triebwerk $P_E$ [USD]	95.602
Anteil Struktur $K_{S,AF}$ [-]	0,1
Anteil Triebwerk $K_{S,E}$ [-]	0,3
Startschub Triebwerk $T_{TO}$ [N]	525,00
Anzahl Triebwerke $n_E$ [-]	2
Preis Ersatzteile $P_S$ [USD]	187.113
Nutzungsdauer $n_{DEP}$ [-]	14
Kaufpreis $P_{total}$ [USD]	1.675.833
Restwert / Kaufpreis $P_{residual}/P_{total}$ [-]	0,1
Abschreibung $C_{DEP}$ [USD/Jahr]	107.732

### 4.12.2 Zinsen

Diese Zinsberechnung basiert auf dem Fall, dass das Flugzeug vollständig fremdfinanziert wird. Für die folgende Gleichung wird ein durchschnittlicher Zinssatz vorgezogen:

$$C_{INT} = p_{av} \cdot P_{total} = 0,0529 \cdot P_{total} = 88.652 \text{ USD/Jahr} \quad (45)$$

### 4.12.3 Versicherung

Für die jährliche Versicherungskosten wird die Berechnung durch ein Prozentanteil des Kaufpreises vereinfacht.

$$C_{INS} = k_{INS} \cdot P_{delivery} = 0,005 \cdot P_{delivery} = 7.443 \text{ USD/Jahr} \quad (46)$$

### 4.12.4 Stromkosten

Um die Verbrauchskosten des Flugzeugs ermitteln zu können, ist es erforderlich, die Flugzeugnutzung zu ermitteln. Für die jährliche Flugzeugnutzung gilt:

$$U_{a,f} = t_f \cdot \frac{k_{U1}}{t_f + k_{U2}} \quad (47)$$

Die Reisezeit  $t_f$  beträgt 0,75 h und die Konstanten können aus der Tabelle nach (Scholz, 2005) entnommen werden. Somit beträgt  $U_{a,f} = 1875 \text{ h}$ . Damit liegen die Anzahl der Flüge pro Jahr bei  $n_{t,a} = 2500$ .

Die Triebwerke haben eine Gesamtleistung von  $P = 60 \text{ kW}$ . Damit kann das Flugzeug 45 min. fliegen und hat noch eine Reservezeit von etwa 15 min. Der Energieverbrauch beträgt 29 kWh. Diese Parameter wurden von den technischen Daten des E-Fans aus der Tabelle 4-2 entnommen. Die Kosten für den Strom betragen 0,25 € pro kWh (Strohmayer, 2018). Somit ergeben sich Stromkosten von 7,25 €/h. Die jährlichen Kosten lassen sich wie folgt berechnen.

$$C_{ELEC} = U_{a,f} \cdot 7,25 = 13.594 \text{ €} \approx 16.000 \text{ USD} \quad (48)$$

### 4.12.5 Personalkosten

Die Personalkosten für dieses Flugzeug beinhaltet nur die Kosten für einen Piloten für die Zeit von 45min. Flug und 15 min. Bodenzeit pro Flug. Es ist nicht erforderlich, einen Flugbegleiter einzukalkulieren, da die Passagieranzahl sehr gering ist. Die Gleichung lautet dann:

$$C_C = n_{CO} \cdot L_{CO} \cdot t_b \cdot n_{t,a} = 1 \cdot \frac{246,5USD}{h} \cdot 1h \cdot 2500 = 616.250 USD/Jahr \quad (49)$$

### 4.12.6 Gebühren

Die Gebühren setzen sich zusammen aus Landegebühen  $C_{FEE,LD}$ , Flugsicherungsgebühren  $C_{FEE,NAV}$  und Abfertigungsgebühren  $C_{FEE,GND}$ .

$$C_{FEE} = C_{FEE,LD} + C_{FEE,NAV} + C_{FEE,GND} \quad (50)$$

Die einzelnen Parameter der Kosten lassen sich durch folgende Gleichungen ausrechnen:

$$C_{FEE,LD} = k_{LD} \cdot m_{MTO} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} = 152.539 USD/Jahr \quad (51)$$

$$C_{FEE,NAV} = k_{NAV} \cdot R \cdot \sqrt{m_{MTO}} \cdot n_{t,a} = 164.455 USD/Jahr \quad (52)$$

$$C_{FEE,GND} = k_{GND} \cdot m_{payload} \cdot n_{t,a} = 637.500 USD/Jahr \quad (53)$$

Somit ergibt sich für die Gebühren  $C_{FEE} = 954.494 USD/Jahr$ .

### 4.12.7 Wartungskosten

Die Wartungskosten ergeben sich aus den Materialkosten und Arbeitskosten. Für dieses Flugzeug ist es nicht möglich, die Gleichungen, die für die Wartungskosten vorgesehen sind, zu verwenden. Es sind Parameter enthalten, die für den Elektromotor nicht definiert werden können. Deshalb wird für die Wartungsarbeit eine einfache Methode verwendet. Anhand einiger Beispiele konnte festgestellt werden, dass die Wartungskosten ca. 15% der Gesamtkosten betragen. Die Summe der Kosten aus den vorigen Kapiteln ergeben Kosten von 179.0571 USD/ Jahr. Damit kann die Höhe der Wartungskosten wie folgt berechnet werden:

$$C_M = \frac{1790571 \frac{\text{USD}}{\text{Jahr}} \cdot 15\%}{85\%} = 315.984 \text{ USD/Jahr} \quad (54)$$

#### 4.12.8 Gesamte jährliche Betriebskosten

Die Gesamtkosten ergeben sich aus der Summe der einzelnen Kosten und betragen:

$$C = C_{DEP} + C_{INT} + C_{INS} + C_{ELEC} + C_C + C_{FEE} + C_M = 2.106.555 \text{ USD/Jahr} \quad (55)$$

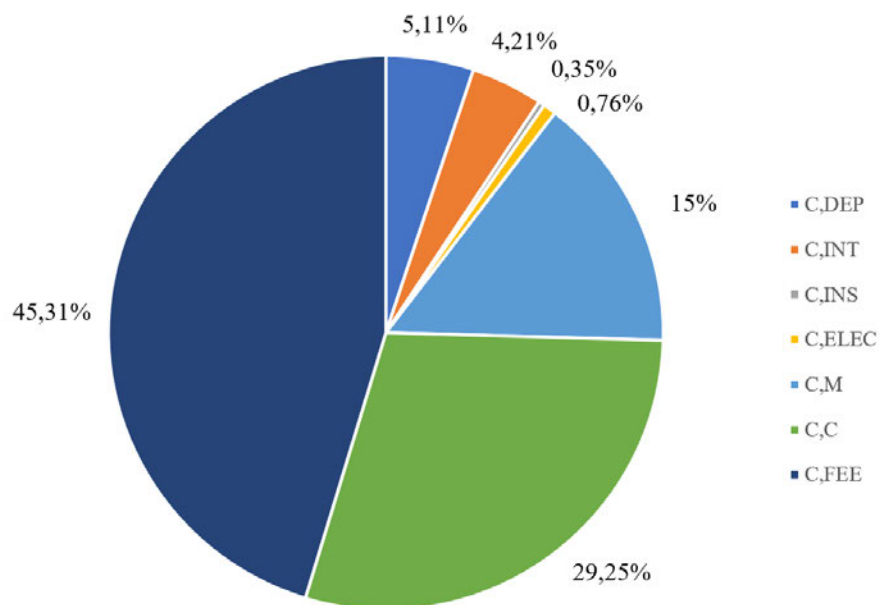


Abbildung 4-16: Prozentuale Aufteilung der Kosten

## 5 Fazit

### 5.1 Zusammenfassung

Das Ziel dieser Arbeit bestand darin, einen leichtbaugerechten Viersitzer zu entwerfen, der zur Emissionsreduzierung beiträgt. Um dieses Ziel zu erreichen, wurde die Verkleidung des Rumpfes aus faserverstärktem Kunststoff hergestellt, wodurch sich die Rumpfmasse um 15% reduziert hat. Außerdem wurden die Triebwerke rein elektrisch angetrieben, wodurch ein emissionsfreies Fliegen ermöglicht wurde.

Vor der Auslegung des Flugzeugs wurde die Flugzeugkonfiguration aus verschiedenen Konzepten festgelegt. Das Flugzeug wurde als Schulterdecker mit einem T-Leitwerk konfiguriert. Die Triebwerke konnten unter den Tragflächen angebracht werden. Die Fahrwerke wurden unter dem Rumpf positioniert. Die Batterien sind wie bei dem E-Fan in die Flügel integriert.

Der Entwurf des Flugzeugs basierte zum größten Teil auf der Vorlesung „Flugzeugentwurf“ von Professor Scholz. Um die Auslegung starten zu können, musste am Anfang eine Massenabschätzung durchgeführt werden, worauf die weiteren Berechnungen ermittelt werden konnten. Des Weiteren musste überprüft werden, ob die vorhandene Leistung des E-Fans für das Flugzeug in dieser Thesis ausreicht. Nachdem die Leistungsüberprüfung plausible Ergebnisse lieferte, konnte die Auslegung einzelner Komponenten durchgeführt werden. Als erstes wurde der Rumpf ausgelegt, gefolgt von den Tragflächen. Danach wurden die Parameter der Leitwerke anhand von Erfahrungswerten und Statistiken aus der Literatur festgelegt. Nun konnte eine detaillierte Massenberechnung durchgeführt werden, wodurch auch die Position des Flügels und die Schwerpunktlage des gesamten Flugzeugs ermittelt werden konnte. Durch die Bestimmung der Schwerpunktlage mussten die Leitwerksparameter gegebenenfalls korrigiert werden. Als letzte Komponente wurden dann die Fahrwerke ausgelegt. Danach folgte die Berechnung der Polaren, um einen mathematischen Zusammenhang zwischen dem Widerstand und dem Auftrieb für das Flugzeug herzustellen. Anschließend wurden die jährlichen Betriebskosten berechnet. Die Parameter einzelner Komponenten waren sehr oft voneinander abhängig, so dass bei vielen Berechnungen nach sehr vielen Iterationsschritten ein plausibles Ergebnis erhalten wurde.

## 5.2 Auswertung

An dem Einsatz von elektrischen Antrieben wurde zum jetzigen Zeitpunkt noch nicht genügend geforscht. Zur Zeit existieren bereits Flugzeuge, die mit Elektromotoren angetrieben werden. Aber es ist sehr schwierig, die technischen Daten dieser Flugzeuge zu erhalten. Aus diesem Grund mussten sehr viele Annahmen für die Berechnungen getroffen werden, die ungenaue Ergebnisse lieferten. Außerdem waren einige Formeln nicht für Elektromotoren geeignet, weshalb auf alternative Methoden zurückgegriffen wurde, die ebenfalls durch Annahmen ausgewählt wurden. Das Flugzeug kann mit der bisherigen Leistung und Batteriekapazität wie der E-Fan nur für sehr kurze Strecken eingesetzt werden. An dieser Stelle gibt es noch sehr viel Verbesserungspotenzial. Es muss daran geforscht werden, Elektromotoren mit höherer Leistung zu entwickeln. Außerdem soll die Flugdauer durch die Batteriekapazität erhöht werden. Es muss auch darauf geachtet werden, dass man Batterien entwickelt, die geringere Masse aufweisen. Denn die Batterien des E-Fans haben fast ein Drittel der Betriebsleermasse ausgemacht. Durch die Massensparnis der Batterie und die Erhöhung der Leistung kann es auch gelingen, dass ein Flugzeug mehr als nur vier Passagiere transportiert.

Ein weiterer Grund für ungenaue Ergebnisse besteht darin, dass die Auslegungsformeln aus älteren Literaturen entnommen wurden, die die Modernisierung der Flugzeuge nicht berücksichtigen. Deshalb ist in diesem Bereich ebenfalls Verbesserungspotenzial vorhanden.



## Literaturverzeichnis

- (Airbus Group, 2015) E-FAN The New Way To Fly München, 2015
- (Airbus, 2016) Overall Aircraft Preliminary Design
- (Bredow, 2021) URL: <https://www.flugzeuglexikon.com/ILA>  
[Zugegriffen am: 12.09.2021]
- (Cockpit Aero, 2020) URL:  
[https://www.cockpit.aero/rubriken/detailseite/news/aus-fuer-den-airbus-fanx/?no\\_cache=1](https://www.cockpit.aero/rubriken/detailseite/news/aus-fuer-den-airbus-fanx/?no_cache=1)  
[Zugegriffen am: 20.09.2021]
- (Composites United, 2020) URL: <https://www.composites-united.com>  
[Zugegriffen am: 02.08.2021]
- (DATCOM, 1978) The USAF Stability And Control Digital DATCOM  
St.Louis, Missouri
- (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 2006) Ein neues Designkonzept für einen CFK-Flugzeugrumpf
- (Fluglexikon, o.J.) URL: <https://www.flugzeuglexikon.com/ILA%20-%20Luftfahrtausstellung/Sportflugzeuge>  
[Zugegriffen am: 20.09.2021]
- (Golem, o.J) URL: <https://www.golem.de/news/airbus-e-fan-2-0-elektromobilitaet-geht-auch-in-der-luft-1506-114625-2.html>  
[Zugegriffen am: 15.09.2021]
- (L'usine Nouvelle, 2014) URL: <https://www.golem.de/news/airbus-e-fan-2-0-elektromobilitaet-geht-auch-in-der-luft-1506-114625-2.html>  
[Zugegriffen am: 15.09.2021]
- (Müller, 2003) Entwurfssystematik, Aerodynamik, Flugmechanik und Auslegungsparameter für kleinere Flugzeuge . Neubiberg, 2003
- (Raymer, 1989) Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA. s.l. RAYMER, D.P., 1989
- (Roskam I, 1997) Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes. Roskam, Dr. Jan. Kansas: DARcorporation
- (Roskam II, 1997) Airplane Design Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System. Roskam, Dr. Jan. Kansas: DARcorporation

- (Roskam III, 1998) Airplane Design Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard. Roskam, Dr. Jan. Kansas: DARcorporation
- (Roskam V, 1985) Airplane Design Part III: Component Weight Estimation. Roskam, Dr. Jan. Kansas: DARcorporation
- (Schmidt, 2020) URL: <https://www.nzz.ch/mobilitaet/auto-mobil/e-flugzeug-nasa-x-57-maxwell-bis-zu-500-prozent-hoehere-effizienz-ld>  
[Zugegriffen am: 16.09.2021]
- (Scholz, 2015) Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf. Scholz, Prof. Dieter, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
- (Schumann, 2018) Reduktion des Energiebedarfs mittels eines batterieelektrischen Antriebs am Beispiel eines Kleinflugzeugs. Stuttgart, 2018.
- (Stoffels, 2020) URL: <https://www.aerotelegraph.com/avro-rj-jumbolino-hybrid-e-fan-x-airbus-und-rolls-royce-geben-elektroflieger-auf>.  
[Zugegriffen am: 15.09.2021]
- (Strohmayer, 2018) Elektrisches Fliegen was bedeutet das für den Flugzeugentwurf
- (Torenbeek, 1988) Synthesis of Subsonic Airplane design
- (Werwitzke, 2021) URL: <https://www.electrive.net/2021/07/02/eviation-aircraft-nennt-details-zu-e-flugzeug-alice/>.  
[Zugegriffen am: 07.07.2021]
- (Wikipedia, 2021) URL: [https://de.wikipedia.org/wiki/Pipistrel\\_Velis\\_Electro](https://de.wikipedia.org/wiki/Pipistrel_Velis_Electro)  
[Zugegriffen am: 15.09.2021]
- (Wikipedia, 2021) URL: [https://de.wikipedia.org/wiki/Airbus\\_E-Fan](https://de.wikipedia.org/wiki/Airbus_E-Fan).  
[Zugegriffen am: 16.09.2021]
- (Wikipedia, 2021) URL: [https://de.wikipedia.org/wiki/Eviation\\_Alice](https://de.wikipedia.org/wiki/Eviation_Alice)  
[Zugegriffen am: 11.08.2021]
- (Wikipedia, 2021) URL: [https://de.wikipedia.org/wiki/NASA\\_X-57](https://de.wikipedia.org/wiki/NASA_X-57)  
[Zugegriffen am: 05.09.2021]

## Anhang

### Flügel- und Leitwerksauslegung

$$A = \frac{b^2}{S}$$

$$\lambda = \frac{c_{tip}}{c_{root}}$$

$$S = \frac{b}{2} \cdot c_{root} \cdot (1 + \lambda)$$

$$c_{MAC} = \frac{2}{3} \cdot c_{root} \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

$$\frac{y_{MAC}}{b/2} = \frac{1 - \frac{c_{MAC}}{c_{root}}}{1 - \lambda} = \frac{1}{3} \cdot \left( \frac{1 + 2 \cdot \lambda}{1 + \lambda} \right)$$

$$c(y) = c_{root} - \frac{c_{root} - c_{tip}}{\frac{b}{2}} \cdot y$$

$$\tan(\varphi_n) = \tan(\varphi_m) - \frac{4}{A} \cdot \left[ \frac{n - m}{100} \cdot \frac{1 - \lambda}{1 + \lambda} \right]$$

## Massenabschätzung

$$b_s = \frac{b}{\cos \varphi_{50}}$$

$$n_{ult} \approx 1,5 \cdot n_{lim}$$

$$k_{LG} = 1 \text{ Tiefdecker}$$

$$k_{LG} = 1,08 \text{ Hochdecker}$$

Bestimmung der Konstanten nach Torenbeek:

$$\begin{aligned} m_{MTO} \leq 1868 \text{ kg} &\Rightarrow n_{lim} = 3.8 \\ 1868 \text{ kg} < m_{MTO} < 22680 \text{ kg} &\Rightarrow n_{lim} = 2.1 + \frac{24000}{2.205 \cdot m_{MTO} [\text{kg}] + 10000} \\ m_{MTO} \geq 22680 \text{ kg} &\Rightarrow n_{lim} = 2.5 \end{aligned}$$

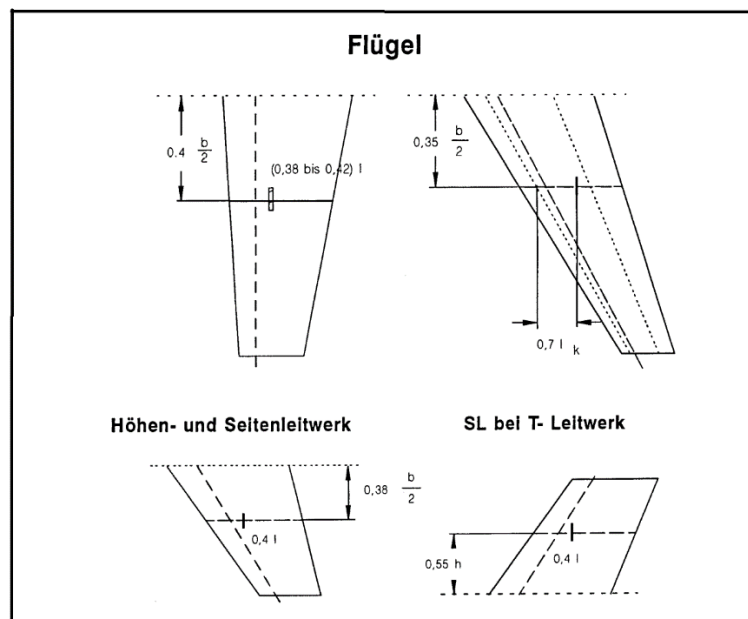
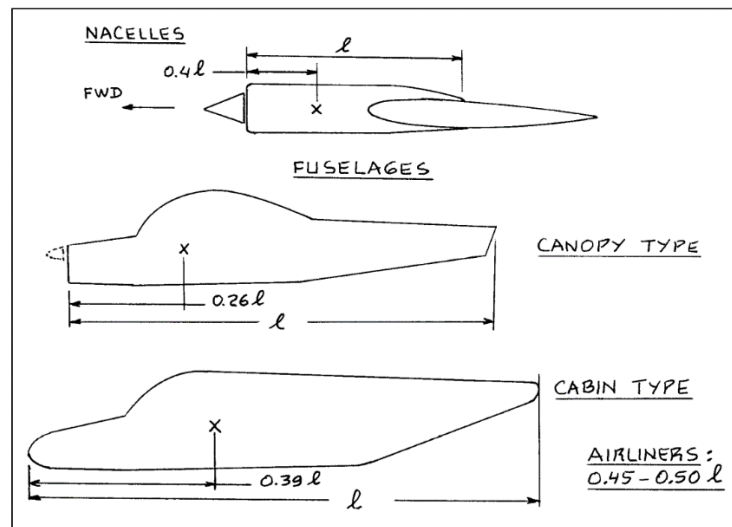
$k_{EQUIP} = 0.08$	einmotoriges Propellerflugzeug,
$k_{EQUIP} = 0.11$	zweimotoriges Propellerflugzeug,
$k_{EQUIP} = 0.13$	strahlgetriebenes Schulflugzeug (jet trainer),
$k_{EQUIP} = 0.14$	Kurzstrecken-Transportflugzeug,
$k_{EQUIP} = 0.11$	Mittelstrecken-Transportflugzeug,
$k_{EQUIP} = 0.08$	Langstrecken-Transportflugzeug,

**Tabelle 10.3:** Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmasse [TORENBEEK 88]

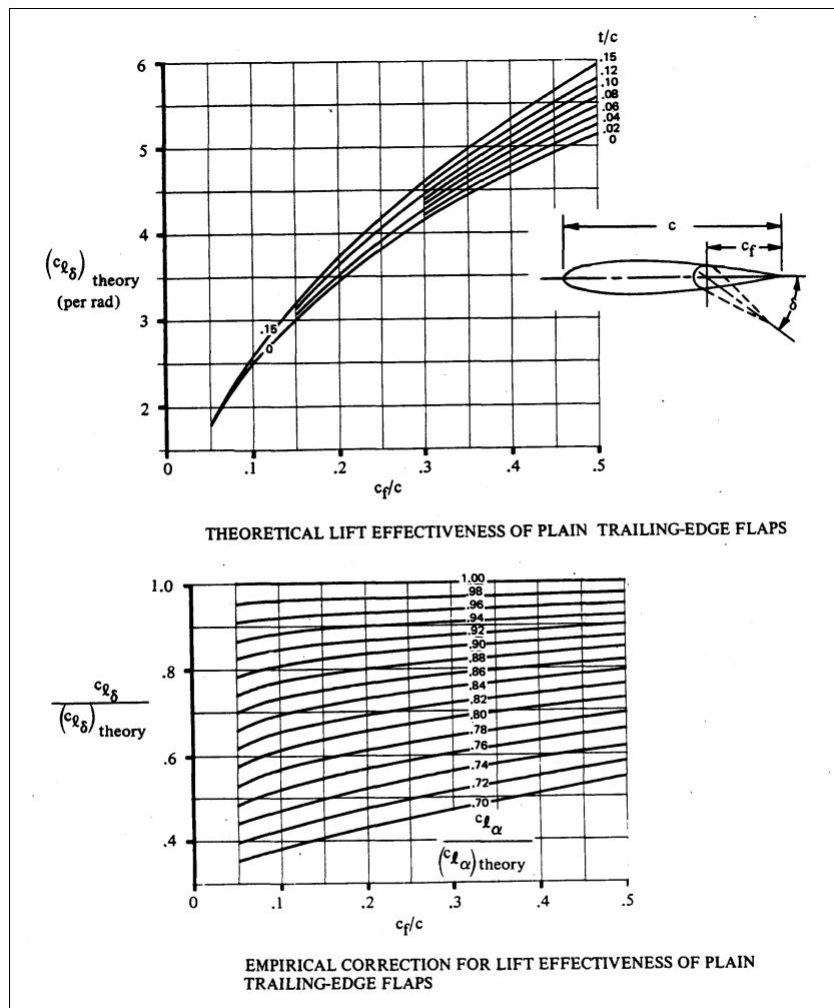
airplane type	gear type	gear component	$A_{LG}$	$B_{LG}$	$C_{LG}$	$D_{LG}$
jet trainers and business jets	retractable gear	main gear	15.0	0.033	0.0210	-
		nose gear	5.4	0.049	-	-
other civil types	fixed gear	main gear	9.1	0.082	0.0190	-
		nose gear	11.3	-	0.0024	-
		tail gear	4.1	-	0.0024	-
	retractable gear	main gear	18.1	0.131	0.0190	$2.23 \cdot 10^{-5}$
		nose gear	9.1	0.082	-	$2.97 \cdot 10^{-6}$
		tail gear	2.3	-	0.0031	-

## Schwerpunktlage

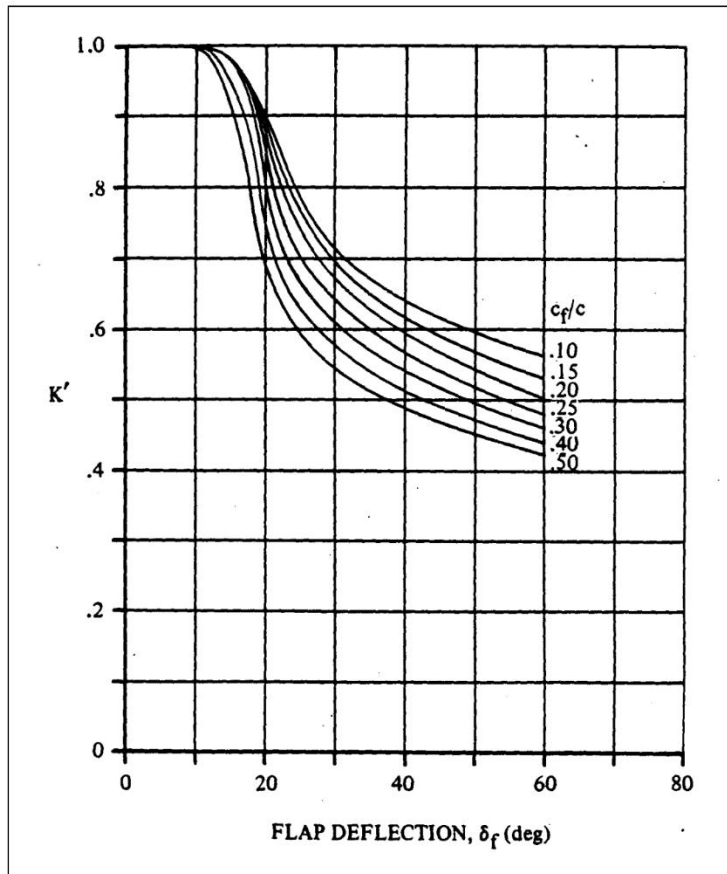
Die Lage der Schwerpunkte nach Roskam II basierend auf Daten von Torenbeek



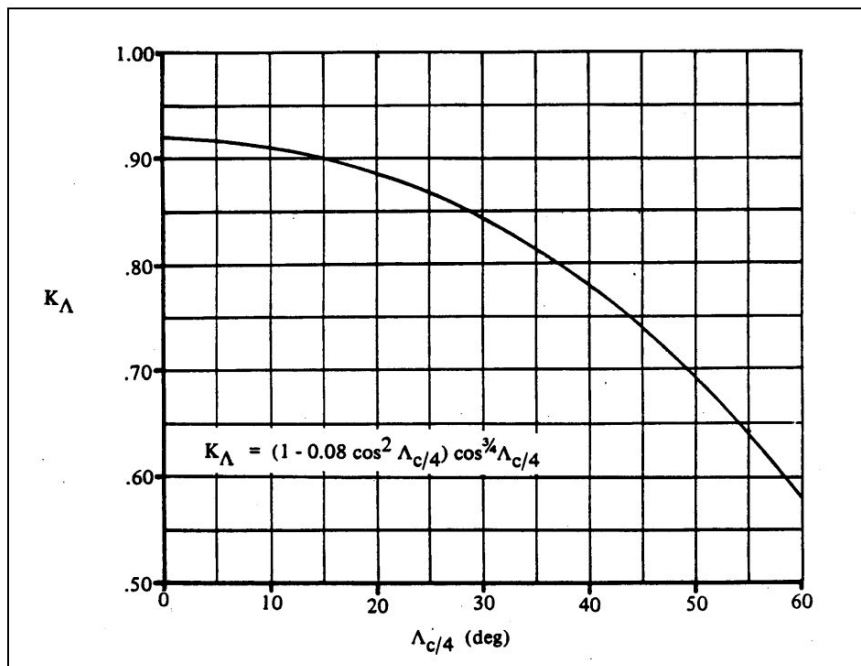
## Seitenleitwerk II



Parameter zur Berechnung der Zunahme des maximalen Auftriebsbeiwertes eines Profils mit Normalklappe (plain flap) (DATCOM 1978). Der Parameter  $c_{L,\alpha} / (c_{L,\alpha})_{theory}$  kann aus Bild 7.9 ermittelt werden.

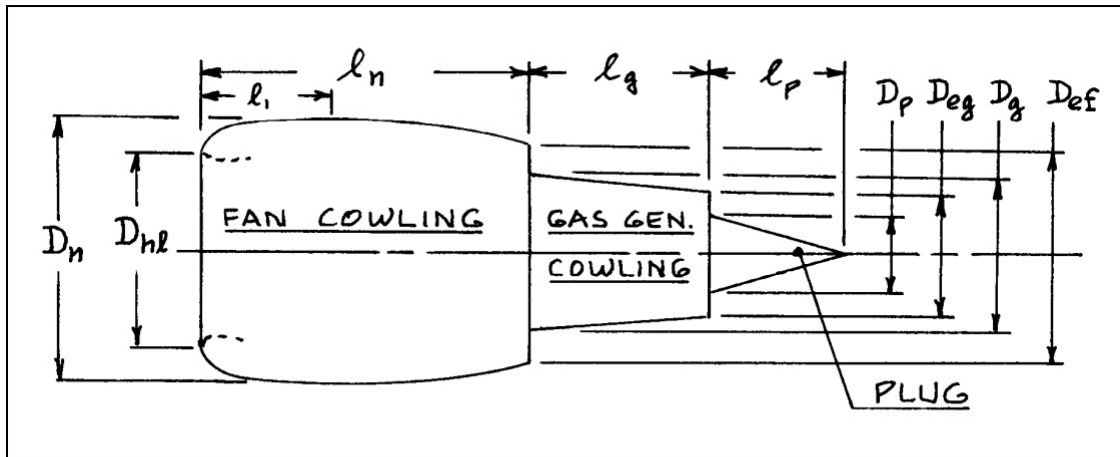


Empirischer Korrekturfaktor für die Wirksamkeit von Normklappen bei großen Klappenausschlägen (DATCOM 1978)



Korrekturfaktor zur Berücksichtigung der Pfeilung  $\Lambda_{c/4} = \varphi_{25}$  (DATCOM 1978)

## Polare



Geometrie der Triebwerksgondel zur Berechnung der benetzten Oberfläche.  
 $l_1$  erstreckt sich bis zum maximalen Durchmesser der Gondel **Roskam II**

## Betriebskosten

Parameter zur Berechnung der Abschreibung

Quelle	$n_{DEP}$	$\frac{P_{residual}}{P_{total}}$	$k_{S,AF}$	$k_{S,E}$
ATA 1967	12	0.00	0.10	0.10
NASA 1977			0.06	0.06
widebody <sup>a</sup>	16	0.10		
turbo fan <sup>a</sup>	14	0.02		
turbo jet <sup>a</sup>	10	0.05		
turbo prop <sup>a</sup>	10	0.15		
DLH 1982	14	0.00	berechnet aus erforderlicher Verfügbarkeit der Ersatzteile am Lager	
AEA 1989a	14	0.10	0.10	0.30
AEA 1989b	16	0.10	0.10	0.30
AI 1989	15	0.10	0.06	0.25
Fokker 1993	15	0.10	0.08	0.08



$$p_{av} = \frac{\left( q^{n_{PAY}} - \frac{k_n}{k_0} \right) (q-1) n_{PAY}}{q^{n_{PAY}} - 1} - \left( 1 - \frac{k_n}{k_0} \right) n_{DEP}$$

Parameter zur Berechnung des durchschnittlichen Zinssatzes  $p_{av}$

Quelle	$p$	$q = 1 + p$	$n_{PAY}$	$\frac{k_n}{k_0}$	$n_{DEP}$	$p_{av}$
<b>ATA 1967</b>	0.00	1.000	-	-	12	0.0000
<b>NASA 1977 / AA 1980</b>	0.00	1.000	-	-	-	0.0000
<b>DLH 1982</b>	0.09	1.09	14	0.0	14	0,0570
<b>AEA 1989a</b>	0.08	1.08	14	0.1	14	0.0529
<b>AEA 1989b</b>	0.08	1.08	16	0.1	16	0.0534
<b>AI 1989</b>	0.05	1.05	10	0.0	15	0.0197
<b>Fokker 1993</b>	0.08	1.08	15	0	15	0.0502

Parameter zur Berechnung der Versicherungskosten

	<b>ATA 67</b>	<b>AA 1980</b>	<b>DLH 1982</b>	<b>AEA 1989a</b> <b>AEA 1989b</b>	<b>AI 1989</b>	<b>Fokker 1993</b>
$k_{INS}$	0.0200	0.0100	0.0056	0.005	0.005	0.004

Stundensätze (bezogen auf die Blockzeit) des fliegenden Personals im Vergleich

Besatzung	Kurz- und Mittelstrecke	Langstrecke
	US\$/h	US\$/h
<b>AEA-DOC-Methode</b>		
Cockpitbesatzung, Mittelwert: $L_{CO}$	<b>246.5</b>	<b>355.0</b>
Kabinenbesatzung, Mittelwert: $L_{CA}$	<b>81.0</b>	<b>90.0</b>
<b>deutsche Fluglinie</b>		
Kapitän	208	254
Co-Pilot	102	120
Cockpitbesatzung, Mittelwert: $L_{CO}$	155	187
Kabinenbesatzung, Mittelwert: $L_{CA}$	53	61

## Parameter zur Berechnung der Gebühren

Quelle	$k_{LD}$ US\$/kg	$k_{NAV}$ $\frac{\text{US\$}}{\text{nm} \sqrt{\text{kg}}}$	$k_{GND}$ US\$/kg	$p_{INF}$
<b>AA 1980</b>	$0.0022 m_{MTO} / m_L$	anderer Zusammenhang	anderer Zusammenhang	-
<b>DLH 1982</b>	anderer Zusammenhang		anderer Zusammenhang	0,080
Deutschland		0.00706		
Europa		0.00547		
Langstrecke		0.00141		
<b>AEA 1989a</b>	0.0078	0.00414	0.10	-
<b>AEA 1989b</b>	0.0059	0.00166	0.11	-
<b>AI 1989</b>	0.0025	0.00180	kein DOC-Bestandteil	0.033
<b>Fokker 1993</b>	0.0090	0.00716	siehe (14.63)	-

Parameter zur Berechnung der Flugzeugnutzung (utilization)  
nach Gleichung (14.73)

Quelle	$k_{U1}$ h	$k_{U2}$ h
<b>AA 1980 / NASA 77</b>	3205	0.327
<b>AEA 1989a</b>	3750	0.750
<b>AEA 1989b</b>	4800	0.420
<b>AI 1989<sup>a</sup></b>		
$R < 1000$ nm (1)	3994	0.754
$1000 \text{ nm} \leq R \leq 2000$ nm (2)	5158	1.650
$2000 < R$ nm (3)	6566	3.302

## Selbständigkeitserklärung

### Erklärung zur selbständigen Bearbeitung der Arbeit

Hiermit versichere ich.

Name: \_\_\_\_\_

Vorname: \_\_\_\_\_

dass ich die vorliegende Masterarbeit mit dem Thema:

Entwurf eines viersitzigen Flugzeugs aus carbonfaserverstärkten Rumpf

ohne fremde Hilfe selbständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angaben der Quellen kenntlich gemacht.

\_\_\_\_\_  
Ort

\_\_\_\_\_  
Datum

\_\_\_\_\_  
Unterschrift im Original