

**BACHELORARBEIT**

# **Validierung eines Missionsprofils eines Ultraleichtflugzeugs unter Verwendung der Aerodynamischen Beiwerte**

---

vorgelegt am 05. März 2025  
Bryan Wied

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Kay Kochan  
Zweitprüfer: Prof. Dr.-Ing. Thomas Netzel  
Betreuer: M.Sc. Tobias Albrecht

---

**HOCHSCHULE FÜR ANGEWANDTE  
WISSENSCHAFTEN HAMBURG**

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau  
Berliner Tor 5  
20099 Hamburg

# Zusammenfassung

Die vorliegende Abschlussarbeit befasst sich mit der Validierung eines Missionsprofils für das Ultraleichtflugzeug Breezer B400-6 unter Verwendung aerodynamischer Beiwerte. Ziel der Arbeit ist es, die aerodynamischen Eigenschaften und Leistungsdaten des Ultraleichtflugzeugs mit Hilfe klassischer Handbuchmethoden sowie der Open-Source-Plattform SUAVE zu analysieren und mit den Herstellerangaben zu vergleichen. Im Rahmen des BeHyPSy-Verbundprojektes, das die Entwicklung eines wasserstoffbasierten Antriebssystems verfolgt, dient diese Arbeit als Grundlage für die Integration alternativer Antriebskonzepte. Die Modellierung beginnt mit der Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften des Ultraleichtflugzeugs, woraufhin das Missionsprofil mit Hilfe von physikalisch basierten Berechnungsmethoden und umfassenden Simulationsmethoden entwickelt wird. Widerstands-, Auftriebs- und Leistungskennwerte werden für beide Ansätze - Handbuchmethoden und SUAVE - berechnet und verglichen. Die Ergebnisse der Methoden zeigen eine hohe Korrelation mit nur geringen Abweichungen, die hauptsächlich auf unterschiedliche Berechnungsansätze der aerodynamischen Kenngrößen zurückzuführen sind. Die gewonnenen Erkenntnisse validieren das bestehende Missionsprofil und tragen zur Optimierung zukünftiger Modellierungsansätze bei. Der durchgeführte Vergleich stellt somit eine wichtige Basis für weitere Untersuchungen im Bereich alternativer Antriebssysteme dar.

## Abstract

This thesis deals with the validation of a mission profile for the Breezer B400-6 ultralight aircraft using aerodynamic coefficients. The aim of the thesis is to analyse the aerodynamic properties and performance data of the ultralight aircraft using classic handbook methods and the open-source-platform SUAVE and to compare them with the manufacturer's specifications. As part of the BeHyPSy joint project, which is pursuing the development of a hydrogen-based propulsion system, this work serves as a basis for the integration of alternative propulsion concepts. The modelling begins with the determination of the aerodynamic properties of the ultralight aircraft, whereupon the mission profile is developed with the help of physically based calculation methods and comprehensive simulation methods. Drag, lift and performance characteristics are calculated and compared for both approaches - handbook methods and SUAVE. The results of the methods show a high correlation with only minor deviations, which are mainly due to different calculation approaches of the aerodynamic parameters. The knowledge gained validates the existing mission profile and contributes to the optimisation of future modelling approaches. The comparison thus provides an important basis for further investigations in the field of alternative propulsion systems.

# Inhaltsverzeichnis

<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>III</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>V</b>
<b>Abkürzungsverzeichnis</b>	<b>VI</b>
<b>Liste der Symbole</b>	<b>VII</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Motivation . . . . .	1
1.2 Forschungsziel . . . . .	2
1.3 Methodischer Ansatz . . . . .	2
<b>2 Stand der Technik und Theoretische Grundlagen</b>	<b>4</b>
2.1 Verbundprojekt: BeHyPSy . . . . .	4
2.2 Hybrid-elektrischer Antriebsstrang . . . . .	5
2.3 Ultraleichtflugzeug: Breezer B400-6 . . . . .	5
2.4 Entwurfs- und Simulationswerkzeuge . . . . .	7
2.4.1 Handbuchmethoden . . . . .	7
2.4.2 SUAVE (Stanford University Aerospace Vehicle Environment) . . . . .	8
<b>3 Entwurf und Konzept</b>	<b>9</b>
3.1 Modellbildung: Handbuchmethoden . . . . .	9
3.1.1 Ermittlung des Missionsprofil . . . . .	9
3.1.2 Ermittlung der Aerodynamische Kenngrößen . . . . .	16
3.2 Modellbildung: SUAVE . . . . .	28
<b>4 Ergebnisse und Diskussion</b>	<b>34</b>
4.1 Diskussion der Ergebnisse: Handbuchmethoden . . . . .	34
4.1.1 Auswertung der Aerodynamische Kenngrößen . . . . .	34
4.1.2 Auswertung des erforderlichen Mindestschub . . . . .	35
4.1.3 Leistungsanforderungen für verschiedene Fluggeschwindigkeiten . . . . .	37
4.1.4 Erstellung des Missionsprofils . . . . .	39

4.2	Diskussion der Ergebnisse: SUAVE . . . . .	40
4.2.1	Auswertung der aerodynamischen Analysen . . . . .	40
4.2.2	Auswertung der Schub- und Leistungsdaten . . . . .	43
4.3	Abweichung zwischen Handbuchmethoden & SUAVE . . . . .	44
4.4	Validierung des Missionsprofil . . . . .	46
<b>5</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>47</b>
5.1	Zusammenfassung der Arbeit . . . . .	47
5.2	Kritische Bewertung der Ergebnisse . . . . .	47
5.3	Ausblick: Potenziale für zukünftige Arbeiten . . . . .	48
	<b>Literatur</b>	<b>51</b>
	<b>Anhang</b>	<b>53</b>

# Abbildungsverzeichnis

2.1	Frontansicht des Ultraleichtflugzeugs: Breezer B400-6 [8] . . . . .	6
2.2	Dreiseitenansicht des Ultraleichtflugzeugs: Breezer B400-6 [9] . . . . .	6
3.1	Verhältnis von Schub/Gewicht zu Flächenbelastung für verschiedene Flugphasen	11
3.2	Verhältnis von Leistung/Gewicht zu Flächenbelastung für verschiedene Flugphasen . . . . .	12
3.3	Erforderliche Mindestleistung für die verschiedenen Flugphasen, normiert auf die jeweilige Flughöhe . . . . .	13
3.4	Widerstandspolare des Ultraleichtflugzeugs im Reiseflug (D=T) . . . . .	23
3.5	Flussdiagramm: Erstellung des Missionsprofils mit SUAVE . . . . .	28
3.6	OpenVSP-Modell des Ultraleichtflugzeugs, erstellt auf Grundlage der Dreiseitenansicht des Herstellers . . . . .	29
3.7	OpenVSP-Export des Ultraleichtflugzeugs durch SUAVE . . . . .	30
3.8	SUAVE-Modell des Ultraleichtflugzeugs, dargestellt sind die Wirbelgitterpanels auf den Tragflächen, Höhen- & Seitenleitwerken . . . . .	31
3.9	AVL-Modell des Ultraleichtflugzeugs, generiert durch SUAVE . . . . .	32
3.10	AVL-Modell des Ultraleichtflugzeugs im Reiseflug, dargestellt ist die Auftriebsverteilung entlang der Spannweite . . . . .	33
4.1	Missionsprofil mit Handbuchmethode, dargestellt sind die Leistungsdaten des Herstellers im Vergleich zur Handbuchmethode in den jeweiligen Flugphasen	40
4.2	Widerstandsanalyse mit SUAVE, dargestellt sind die verschiedenen Widerstandskomponenten des Ultraleichtflugzeugs über der Mission . . . . .	41
4.3	Auftriebsanalyse mit SUAVE, dargestellt ist der Auftriebsbeiwert des Ultraleichtflugzeugs über der Mission . . . . .	42
4.4	Aerodynamische Effizienz mit SUAVE, dargestellt ist die Gleitzahl des Ultraleichtflugzeugs über der Mission . . . . .	42
4.5	Erforderlicher Schub für die Mission, generiert mit SUAVE . . . . .	43
4.6	Missionsprofil mit SUAVE-Ergebnissen, dargestellt sind die Leistungsdaten des Herstellers im Vergleich zu den SUAVE-Ergebnissen in den simulierbaren Flugphasen . . . . .	44
4.7	Gegenüberstellung der ermittelten Missionsprofile mit Handbuchmethoden und SUAVE . . . . .	45

4.8	Vergleich der Leistungswerte zwischen Handbuchmethode, SUAVE und Herstellerangaben . . . . .	46
-----	--	----

# Tabellenverzeichnis

2.1	Top level aircraft Requirements des Ultraleichtflugzeugs [9] . . . . .	7
3.1	Vergleich der aerodynamischen Kennwerte verschiedener Ultraleichtflugzeuge	21
4.1	Übersicht der Widerstands- und Auftriebsbeiwerte sowie der resultierenden Gleitzahl für verschiedene Flugphasen des Missionsprofils . . . . .	34
4.2	Erforderlicher Mindestschub in den Flugphasen des Missionsprofils . . . . .	36
4.3	Leistungsanforderungen des Ultraleichtflugzeugs für verschiedene Flugeschwindigkeiten . . . . .	37
4.4	Übersicht des Definierten Flugeschwindigkeiten, Propellerwirkungsgrad und entsprechender Leistung . . . . .	39
4.5	Vergleich der aerodynamischen Kennwerte und des Schubbedarfs zwischen Handbuchmethoden und SUAVE . . . . .	44

# Abkürzungsverzeichnis

<b>Symbol</b>	<b>Bedeutung</b>
AVL	Athena Vortex Lattice
BeHyPSy	B4 Innovative Hydrogen Propulsion System
CAS	Calibrated Airspeed
CFD	Computational Fluid Dynamics
DoE	Design-of-Experiment
CO <sub>2</sub>	Kohlendioxid
DC/DC	Gleichspannungswandler
eVTOL	electric Vertical Take-Off and Landing aircraft
HAW	Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
IAS	Indicated Airspeed
ICAO	International Civil Aviation Organization
ISA	International Standard atmosphere
LTF-UL	Lufttüchtigkeitsforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge
LH <sub>2</sub>	Flüssiger Wasserstoff
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MBSE	modellbasierte Systementwicklung
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NO <sub>x</sub>	Stickoxid
OpenVSP	Open Vehicle Sketch Pad
RCAIDE	Research and Conceptual Aerospace Integrated Design Environment
SUAVE	Stanford University Aerospace Vehicle Environment
TLARs	Top-Level Aircraft Requirements
UL	Ultraleichtflugzeug
VLM	Vortex-Lattice-Method

# Liste der Symbole

## Symbole

<b>Symbol</b>	<b>Bedeutung</b>
$A$	Streckung
$a$	Korrekturfaktor zur Kalkulation des Oswald-Faktors
$b$	Spannweite oder Korrekturfaktor zur Kalkulation des Oswald-Faktors
$c$	Flügeltiefe
$C$	Formfaktor
$C_D$	Widerstandsbeiwert
$C_{D0}$	Druckwiderstandsbeiwert
$C_{Df}$	Reibungswiderstandsbeiwert
$C_{Di}$	Induzierter Widerstandsbeiwert
$C_{Dmisc}$	Sonstiger oder zusätzlicher Widerstandsbeiwert
$C_{Dw}$	Wellenwiderstandsbeiwert
$C_f$	Reibungswiderstandsbeiwert
$C_L$	Auftriebsbeiwert
$C_{L,\alpha}$	Auftriebsgradient
$D$	Widerstandskraft oder Widerstandspolare
$D/q$	Widerstandsfläche
$d$	Durchmesser
$e$	Oswald-Faktor
$E$	Gleitzahl
$g$	Erdbeschleunigung
$H$	Flughöhe
$i$	Einstellwinkel
$k$	Auftriebsinduzierte Widerstandskonstante

$K$	Korrekturfaktor
$l$	Länge oder Hebelarm
$L$	Auftrieb oder Temperaturgradient
$m$	Masse
$M$	Machzahl
$n$	Lastvielfaches
$P$	Leistung oder Druck
$P/W$	Leistung-Gewichtsverhältnis
$q$	Dynamischer Druck
$Re$	Reynoldszahl
$S$	Flügelfläche oder Strecke
$t/c$	Relative Profildicke
$T$	Schub oder Temperatur
$T/W$	Schub-Gewichtsverhältnis
$u$	Korrekturfaktor Strömungsgeschwindigkeit
$V$	(Flug-)Geschwindigkeit
$W$	Gewichtskraft
$W/S$	Flächenbelastung
$Y$	Korrekturfaktor für Machzahleinfluss auf Strömungsgeschwindigkeit
$Z$	Korrekturfaktor für Machzahleinfluss auf effektiven Rumpfdurchmesser
$z$	Vertikaler Abstand

---

## Griechische Symbole

Symbol	Bedeutung
$\alpha$	Anstellwinkel
$\varepsilon$	Abwind
$\eta$	Wirkungsgrad oder Korrekturkonstante
$\lambda$	Zuspitzung
$\mu$	Reibungskoeffizient oder dynamische Viskosität
$\varphi$	Pfeilung
$\Phi$	Hängewinkel
$\rho$	Dichte
$\sigma$	Relative Luftdichte
$\theta$	Steigwinkel

# Indizes

<b>Index</b>	<b>Bedeutung</b>
( ) <sub>0</sub>	In Meereshöhe oder bei Auftrieb $L = 0$
( ) <sub>25</sub>	25% Linie
( ) <sub>A</sub>	Streckung
( ) <sub>comp</sub>	Kompatibilität
( ) <sub>DO</sub>	Dauerleistung
( ) <sub>eff</sub>	Effektiver
( ) <sub>e</sub>	Oswald-Faktor
( ) <sub>F</sub>	Kraftstoff
( ) <sub>flaps</sub>	Klappen
( ) <sub>fuse</sub>	Rumpf
( ) <sub>G</sub>	Startstrecke
( ) <sub>gear</sub>	Fahrwerk
( ) <sub>h</sub>	Höhenleitwerk
( ) <sub>LDG</sub>	Landeanflug
( ) <sub>LOF</sub>	Abhebegeschwindigkeit
( ) <sub>M</sub>	Machzahl
( ) <sub>max</sub>	Maximaler Wert
( ) <sub>md</sub>	Minimaler Widerstand
( ) <sub>min</sub>	Minimaler Wert
( ) <sub>mp</sub>	Minimale Leistung
( ) <sub>OE</sub>	Betriebsleermasse
( ) <sub>P</sub>	Profil
( ) <sub>prop</sub>	Propeller
( ) <sub>r</sub>	Wurzel
( ) <sub>ref</sub>	Referenzwert
( ) <sub>Roll</sub>	Rollphase
( ) <sub>S0</sub>	Sicherheitsfaktor (maximaler Klappenausschlag)
( ) <sub>S1</sub>	Sicherheitsfaktor
( ) <sub>shaft</sub>	Welle
( ) <sub>SL</sub>	Sea-Level (Meeresniveau)

( ) <sub>stall</sub>	Überziehgrenze
( ) <sub>theo</sub>	Theoretisch
( ) <sub>t</sub>	Spitze
( ) <sub>TO</sub>	Startbedingungen (Take-Off)
( ) <sub>total</sub>	Gesamt
( ) <sub>v</sub>	Vertikal
( ) <sub>w</sub>	Flügel
( ) <sub>wet</sub>	Benetzte Oberfläche
( ) <sub>λ</sub>	Zuspitzung

---

# 1 Einleitung

Die Luftfahrt steht vor der Herausforderung, CO<sub>2</sub>-Emissionen zu reduzieren und nachhaltige Antriebskonzepte zu entwickeln. Die vorliegende Arbeit untersucht die aerodynamischen Eigenschaften des Ultraleichtflugzeugs Breezer B400-6 als Grundlage für die Validierung eines Missionsprofils und die zukünftige Integration eines wasserstoffbasierten Antriebs. Im Folgenden werden zunächst die Motivation, die Forschungsziele sowie das methodische Vorgehen erläutert.

## 1.1 Motivation

Die Luftfahrt nimmt eine zentrale Rolle im globalen Transportwesen ein und trägt wesentlich zur wirtschaftlichen Entwicklung bei. Im Jahr 2016 erwirtschaftete die Branche ein Wirtschaftsvolumen von 2,7 Billionen US-Dollar und sicherte weltweit mehr als 65,5 Millionen Arbeitsplätze, was 3,6% des globalen Bruttoinlandsprodukts entspricht [1].

Trotz technischer Fortschritte in der Triebwerkstechnik und aerodynamischer Effizienzsteigerungen ist der Luftverkehr für 3,5 % der anthropogenen Klimaerwärmung verantwortlich [2]. Prognosen zeigen, dass die Nachfrage nach Luftverkehr weiter steigen wird, wodurch die Gesamtemissionen trotz Effizienzsteigerungen zunehmen werden [3].

Steigende Emissionen und wachsende Nachfrage im Luftverkehr stehen im Widerspruch zu den internationalen Klimazielen. Zur Lösung dieses Zielkonflikts sind alternative Antriebskonzepte erforderlich, die langfristig eine nachhaltige Mobilität gewährleisten.

Ein möglicher Ansatz ist die Elektrifizierung von Flugzeugen. Batterieelektrische Antriebe sind emissionsfrei und bieten für Kurzstrecken bereits vielversprechende Möglichkeiten. Allerdings stoßen sie derzeit noch an technische Grenzen. Mit einer spezifischen Energie von nur 1–2 MJ/kg (250–500 Wh/kg) sind sie für Langstreckenflüge ungeeignet [4].

Die vielversprechendste Technologie ist die Nutzung von Flüssigwasserstoff (LH<sub>2</sub>). Dieser hat mit 120 MJ/kg eine etwa dreifach höhere spezifische Energie als herkömmliches Kerosin und übertrifft batterieelektrische Lösungen um ein Vielfaches. Damit ist er insbesondere für Langstreckenflüge eine vielversprechende Option für einen klimaneutralen Luftverkehr [3].

Der Einsatz von wasserstoffbetriebenen Flugzeugen ermöglicht darüber hinaus eine vollständige CO<sub>2</sub>-Reduktion und eine deutliche Reduktion der Stickoxidemissionen (NO<sub>x</sub>) [5]. Mit dieser Technologie könnte der Luftverkehr nachhaltig gestaltet und die Abhängigkeit von fossilen Brennstoffen langfristig verringert werden.

## 1.2 Forschungsziel

Das primäre Ziel dieser Arbeit ist die Validierung eines Missionsprofils des Ultraleichtflugzeugs Breezer B400-6 anhand seiner aerodynamischen Eigenschaften und der vom Hersteller angegebenen Leistungsdaten. Dazu werden zunächst die relevanten aerodynamischen Parameter ermittelt, die als Grundlage für die Erstellung des Missionsprofils dienen. Die Analyse erfolgt mit Hilfe der Open-Source-Plattform SUAVE sowie unter Anwendung klassischer, handbuchbasierter Flugzeugentwurfsmethoden. Die gewonnenen Ergebnisse werden anschließend mit den Herstellerangaben verglichen und hinsichtlich ihrer Plausibilität bewertet.

Die dabei gewonnenen Erkenntnisse sollen als Grundlage für weiterführende Untersuchungen zur Integration eines wasserstoffbasierten Antriebssystems dienen und eine realistische Einschätzung der technischen Umsetzbarkeit ermöglichen.

Im Rahmen der Arbeit ergeben sich demnach folgende Forschungsfragen:

- Welche aerodynamischen Kennwerte besitzt das betrachtete Ultraleichtflugzeug?
- Wie können diese in SUAVE berücksichtigt werden?
- Welche Kennwerte des Flugzeugs werden für die Erstellung eines Missionsprofils benötigt?
- Sind die vom Flugzeughersteller angegebenen Leistungsangaben realistisch?

## 1.3 Methodischer Ansatz

Zur Validierung des Missionsprofils wird ein methodischer Ansatz gewählt, der aus folgenden Schritten besteht:

1. Im ersten Schritt erfolgt eine umfassende Recherche der technischen Entwurfs- und Leistungsparameter des Ultraleichtflugzeugs, die als Grundlage für die Modellierung und Simulation in SUAVE sowie für die Anwendung der Handbuchmethoden dient.

2. Anschließend erfolgt eine detaillierte Einarbeitung in die Open-Source-Plattform SUAVE. Ziel ist es, die Funktionalitäten und Grenzen der Software zu verstehen und zu prüfen, ob das geforderte Missionsprofil im erforderlichen Umfang simuliert werden kann.
3. Parallel dazu werden klassische Handbuchmethoden angewendet, um das Missionsprofil losgelöst von SUAVE zu bestimmen. Dies erlaubt einen Vergleich der Ergebnisse und eine Absicherung der Validität.
4. Abschließend werden die Ergebnisse aus SUAVE und den Handbuchmethoden verglichen und kritisch bewertet. Besonderes Augenmerk wird dabei auf den Vergleich mit Herstellerangaben gelegt, um die Aussagekraft der Simulationen zu überprüfen.

## 2 Stand der Technik und Theoretische Grundlagen

Die Entwicklung innovativer brennstoffzellenbasierter Flugzeugantriebe stellt eine zentrale Herausforderung im Zusammenhang mit einer nachhaltigen Luftfahrt dar. Die Elektrifizierung von Antrieben, insbesondere durch den Einsatz von wasserstoffbetriebenen Brennstoffzellen, bietet ein erhebliches Potenzial zur Emissionsreduktion. Diese Technologien bringen jedoch auch spezifische technische Herausforderungen mit sich, wie z.B. das hohe Gewicht und die Anforderungen an das Kühlsystem der Brennstoffzellen. Im Rahmen des Verbundprojektes werden hybrid-elektrische Antriebskonzepte erforscht, die sich diesen Herausforderungen annehmen. In diesem Kapitel werden die Grundlagen des Projekts, die verwendeten Technologien sowie die eingesetzten Methoden zur Systementwicklung und Simulation beleuchtet. Besonderes Augenmerk wird dabei auf den hybrid-elektrischen Antriebsstrang, das Referenzflugzeug Breezer B400-6 sowie die relevanten Entwurfs- und Simulationswerkzeuge gelegt.

### 2.1 Verbundprojekt: BeHyPSy

Das Verbundprojekt „BeHyPSy“ (B4 Innovative Hydrogen Propulsion System) entwickelt und erforscht hybrid-elektrische Antriebsstränge auf Wasserstoffbasis mit luftgekühlten Brennstoffzellen bis 5 kW. Ein neuartiges Konzept versorgt einen mehrsträngigen Elektromotor über separate Brennstoffzellensysteme, was die gravimetrische und volumetrische Leistungsdichte optimiert. Ein speziell entwickelter Motor mit mehreren Polpaargruppen ermöglicht die direkte Stromversorgung ohne zusätzliche Leistungselektronik, wodurch Platz gespart und die Effizienz gesteigert wird. Ziel ist die optimale Dimensionierung und Betriebsstrategie der Brennstoffzellensysteme mithilfe moderner Optimierungsverfahren. Das Ultraleichtflugzeug Breezer B400-6 dient als Untersuchungsgrundlage [6].

Die Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) setzt bei der Entwicklung des Antriebsstrangs auf modellbasierte Systementwicklung (MBSE), um die Komplexität der Systemarchitektur effizient zu bewältigen. Durch die Nutzung von MATLAB® /Simulink® und Simscape™ werden virtuelle Entwicklungsumgebungen geschaffen. Die Validierung der

Simulationsergebnisse erfolgt über einen skalierten Teststand, in dem reale Brennstoffzellen mit elektrischen Lasten kombiniert werden [6].

## 2.2 Hybrid-elektrischer Antriebsstrang

Im Rahmen des Projekts wird ein hybrid-elektrischer Antriebsstrang entwickelt, bei dem sechs unabhängige Brennstoffzellensysteme einen sechspoligen Elektromotor antreiben. Diese Architektur ermöglicht eine skalierbare und redundante Energieversorgung und macht zusätzliche Leistungselektronik wie Wechselrichter oder DC/DC-Wandler überflüssig. Dadurch wird nicht nur die Effizienz gesteigert, sondern auch das Gewicht und Volumen des Gesamtsystems optimiert. Luftgekühlte Brennstoffzellen bieten gegenüber flüssigkeitsgekühlten Systemen einen Gewichtsvorteil, sind jedoch nur bis etwa 5 kW Leistung effizient, da größere Kühlöffnungen den aerodynamischen Widerstand erhöhen würden. Die Antriebsstrategie wird mittels moderner Optimierungsverfahren und statistischer Versuchsplanung (Design-of-Experiment, DoE) optimiert, um die ideale Anzahl und Größe der Brennstoffzellensysteme zu bestimmen [6].

Die modellbasierte Systementwicklung ermöglicht es, bereits in frühen Projektphasen virtuelle Prototypen zu erstellen und diese mit realen Testdaten zu validieren. Der Einsatz des System Composer™ sowie der Requirements Toolbox™ unterstützt die präzise Erfassung der Systemarchitektur und Anforderungen. Die Verknüpfung virtueller und realer Entwicklungsumgebungen erlaubt die frühzeitige Identifikation von Optimierungspotenzialen und fördert ein effektives Frontloading [6].

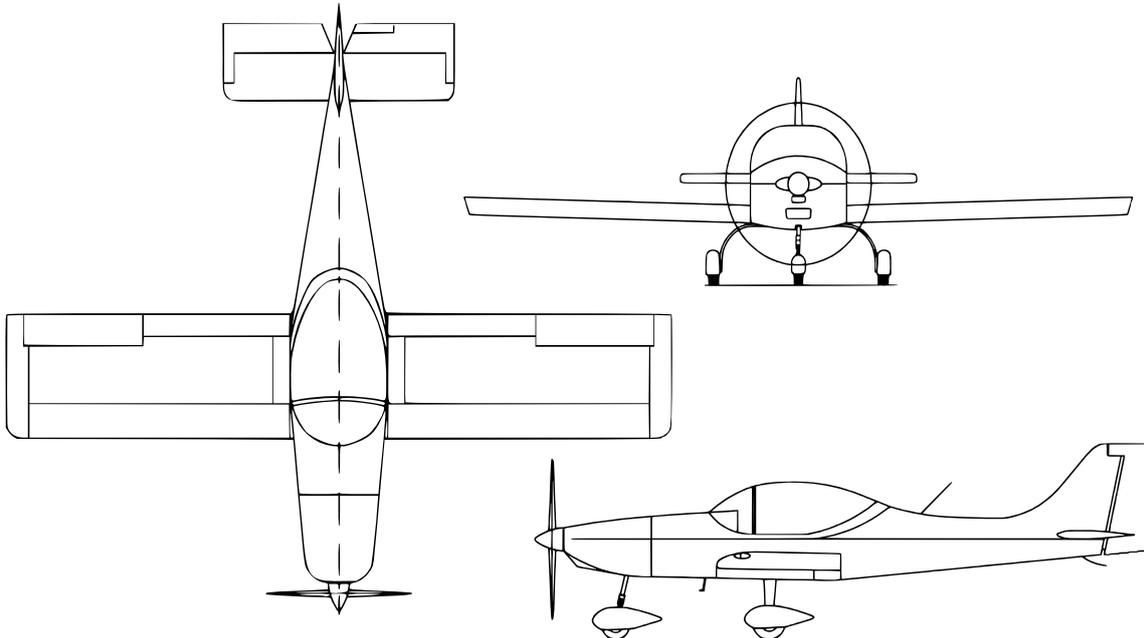
## 2.3 Ultraleichtflugzeug: Breezer B400-6

„Der Breezer steht für pure Begeisterung. Das spürt man beim Fliegen genauso wie in unserer Flugzeugmanufaktur nahe des schleswig-holsteinischen Wattenmeeres“, so umschreibt der Flugzeughersteller Breezer Aircraft GmbH & Co. Kg die Faszination seiner Ultraleichtflugzeuge. Der Breezer B400-6 gehört zur Klasse der Ultraleichtflugzeuge (UL) und entspricht den Vorgaben der Deutsche Bauvorschrift LTF-UL 2019 [7]. Mit einer maximalen Startmasse von 600 kg nutzt das Ultraleichtflugzeug die Möglichkeiten, die durch die neue Gewichtsverordnung für moderne ULs erweitert wurden. Die Kombination aus einem aerodynamisch optimierten Rumpfdesign, einer robusten Aluminiumstruktur und einem leistungsstarken Rotax 912ULS-Motor macht das Ultraleichtflugzeug sowohl für Schulungs- als auch für Längere Flugstrecken attraktiv [8].



**Abbildung 2.1:** Frontansicht des Ultraleichtflugzeugs: Breezer B400-6 [8]

Das Ultraleichtflugzeug dient im Rahmen der vorliegenden Arbeit als Referenzflugzeug zur Untersuchung der aerodynamischen Eigenschaften und zur Validierung eines Missionsprofils. Die Abb. 2.2 stellt die Dreiseitenansicht des Ultraleichtflugzeugs dar.



**Abbildung 2.2:** Dreiseitenansicht des Ultraleichtflugzeugs: Breezer B400-6 [9]

Die Top-Level Aircraft Requirements (TLAR) für Ultraleichtflugzeuge sind in der Tab. 2.1 aufgeführt. Sie bilden die Grundlage für die Berechnung der aerodynamischen Kenngrößen mit Handbuchmethoden sowie für SUAVE.

**Tabelle 2.1:** Top level aircraft Requirements des Ultraleichtflugzeugs [9]

TLARs	Formelzeichen	Wert
Max. Startmasse	$m_{TO}$	600 kg
Max. Landemasse	$m_{LDG}$	545 kg
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	345 kg
Kraftstoffmasse <sup>1</sup>	$m_F$	55 kg
Spannweite	$b_w$	8,03 m
Flügeltiefe	$c_w$	1,36 m
Flügelfläche	$S_w$	10,92 m <sup>2</sup>
Streckung	$A_w$	5,49
Pfeilung	$\varphi_w$	0°
Flügelprofil	-	NACA 4414 mod.
Max. Startleistung <sup>2</sup>	$P_{TO}$	73,5 kW
Max. Dauerleistung	$P_{DO}$	69,0 kW
Startstrecke <sup>3</sup>	$S_G$	145 m
Landestrecke	$S_L$	170 m

<sup>1</sup> Kraftstoff [10]: AVGAS 100 LL ( $\rho_F=0,73$  kg/l),  
Tankvolumen: 76 liter

<sup>2</sup> Der Betrieb über 5500 1/min ist auf 5 Min beschränkt [10]

<sup>3</sup> Gemäß LTF-UL 51 maximal 450 m [7]

## 2.4 Entwurfs- und Simulationswerkzeuge

### 2.4.1 Handbuchmethoden

Die Validität der Ergebnisse hängt in hohem Maße von der genauen Definition und sorgfältigen Auswahl der Eingangsparameter ab. Unvollständige oder fehlerhafte Spezifizierungen können zu inkonsistenten Modellierungen und physikalisch nicht validen Ergebnissen führen. Eine detaillierte Analyse der relevanten Eingangsgrößen und ihres Einflusses auf die Simulationsergebnisse ist daher unerlässlich, um die Aussagekraft und Zuverlässigkeit der Modelle sicherzustellen. Zur gezielten Einarbeitung in SUAVE und zum Aufbau eines fundierten

Verständnisses der Modellstruktur werden in dieser Arbeit die in SUAVE integrierten Ansätze verwendet. Dies unterstützt eine strukturierte Einarbeitung in die Software und ermöglicht eine nachvollziehbare Anwendung der zugrundeliegenden Berechnungsmodelle.

Zur Bestimmung des aerodynamischen Widerstandes werden die in SUAVE hinterlegten Berechnungsansätze verwendet, die auf den Literaturquellen *Fundamentals of Flight* von Shevell [11] sowie *AA241A Course Notes: Aircraft Design, Synthesis and Analysis* von Kroo basieren [12]. Die Bestimmung des Auftriebsbeiwerts erfolgt nach der Handbuchmethode von Gudmundsson [13], die in *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures* beschrieben ist. Dieses Werk bietet eine umfassende Darstellung des Flugzeugentwurfsprozesses und dient nicht nur als Grundlage für Berechnungsverfahren, sondern auch als Referenz für die Konstruktion und Auslegung von Ultraleichtflugzeugen.

Ergänzend werden Ausführungen aus der Standardliteratur zum Flugzeugentwurf einbezogen. Dazu gehören Raymers *Aircraft Design: A Conceptual Approach* [14] mit detaillierten Ansätzen zur Konstruktion und aerodynamischen Analyse sowie Youngs *Performance of the Jet Transport Airplane: Analysis Methods, Flight Operations and Regulations* [15] mit weiterführenden Betrachtungen zu flugmechanischen Aspekten und Leistungsanalysen. Diese Werke liefern zusätzliche Einblicke und Referenzen, die insbesondere für die Analyse der aerodynamischen und flugmechanischen Eigenschaften von Ultraleichtflugzeugen von Bedeutung sind.

#### **2.4.2 SUAVE (Stanford University Aerospace Vehicle Environment)**

Die konzeptionelle Flugzeugentwurfssoftware „Stanford University Aerospace Vehicle Environment“ (SUAVE) [16] ist eine leistungsfähige Open-Source-Plattform, die in Python 3 entwickelt wurde. Sie dient der Analyse und Optimierung von Flugzeugkonzepten sowie Missionsprofilen. Die Software ermöglicht die Untersuchung einer Vielzahl von Luftfahrzeugkonzepten – von konventionellen Verkehrsflugzeugen bis hin zu innovativen Designs wie eVTOLs (electric Vertical Take-Off and Landing aircraft) sowie Hybrid- und Elektroflugzeugen [16].

Der große Vorteil von SUAVE liegt in seiner modularen Struktur, die physikbasierte Methoden mit empirischen Korrelationen kombiniert. Dadurch können komplexe aerodynamische, strukturelle und antriebsbezogene Analysen durchgeführt werden. Besonders für hybride oder alternative Antriebsformen bietet SUAVE erweiterte Simulationsmöglichkeiten, was es ideal für die Bewertung neuer Technologien macht. Neben aerodynamischen Berechnungen erlaubt die Software auch Energieverbrauchsanalysen über ganze Missionen hinweg. So kann beispielsweise untersucht werden, wie effizient ein Flugzeug über eine bestimmte Strecke operiert und welche Auswirkungen neue Antriebstechnologien auf die Leistungsfähigkeit haben. Durch die offene Architektur ist SUAVE flexibel erweiterbar und wird sowohl in der Forschung als auch in der Industrie genutzt [16].

# 3 Entwurf und Konzept

Das vorliegende Kapitel beschreibt die methodischen Grundlagen und Vorgehensweisen zur Erstellung eines Missionsprofils. Der Schwerpunkt liegt auf der Anwendung der Handbuchmethode zur Analyse der Leistungsanforderungen des Ultraleichtflugzeugs. Darüber hinaus wird die Vorgehensweise bei der Modellbildung in SUAVE detailliert beschrieben. Zielsetzung ist es, eine fundierte Grundlage für die Validierung eines Missionsprofils zu schaffen.

## 3.1 Modellbildung: Handbuchmethoden

### 3.1.1 Ermittlung des Missionsprofil

Im ersten Schritt zur Bestimmung des Missionsprofils des Ultraleichtflugzeugs ist die Auswahl geeigneter Methoden zur Durchführung einer umfassenden Leistungsanalyse erforderlich. Dabei sind die flugzeugspezifischen aerodynamischen Parameter in Abhängigkeit der Flugzustände einzubeziehen, um eine fundierte Grundlage für die Auslegung und Bewertung des Missionsprofils zu schaffen.

Die Vorgehensweise richtet sich in erster Linie nach den Methoden und Zusammenhängen aus dem Handbuch „General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures“ nach Gudmundsson [13]. Zentraler Bestandteil der Analyse ist die Untersuchung des Schub-Gewichts-Verhältnisses ( $T/W$ ) in Abhängigkeit von der Flächenbelastung ( $W/S$ ) für verschiedene Flugphasen und Betriebszustände des Ultraleichtflugzeugs. Diese Abhängigkeit wird in der funktionalen Beziehung  $T/W = f(W/S)$  ausgedrückt und in Form eines Randbedingungsdiagramms grafisch dargestellt.

Die Anwendung dieser Methodik ermöglicht die Ableitung der minimalen Leistungsgrenze des Ultraleichtflugzeugs unter Berücksichtigung der maximal zulässigen Flächenbelastung. Dies dient einerseits der Validierung der getroffenen Modellannahmen und stellt gleichzeitig eine Plausibilitätskontrolle der ermittelten Leistungsparameter gegenüber den Leistungsangaben des Herstellers dar. Zur Erstellung des Randbedingungsdiagramms werden sechs verschiedene Flugphasen/Flugzustände betrachtet, die die Mindestanforderungen für  $T/W$  und  $W/S$  definieren.

Der folgende Ausdruck wird verwendet, um das Schub-Gewichtsverhältnis  $T/W$  zu bestimmen, das erforderlich ist, um ein bestimmtes Lastvielfaches ( $n$ ) bei einer gegebenen Flugeschwindigkeit und Flughöhe aufrechtzuerhalten:

$$\frac{T}{W} = q \left[ \frac{C_{D\min}}{W/S} + k \left( \frac{n}{q} \right)^2 \left( \frac{W}{S} \right) \right] \quad (3.1)$$

Gemäß den Vorgaben im Flughandbuch des Ultraleichtflugzeugs sind Kurven mit einer Schräglage von mehr als  $\Phi = 60^\circ$  nicht zulässig [9]. Das entsprechende Lastvielfache ergibt sich aus der Beziehung:

$$n = \frac{1}{\cos \Phi} \quad (3.2)$$

Der dynamische Druck wird durch die folgende Beziehung beschrieben:

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \quad (3.3)$$

Das Verhältnis  $W/S$  stellt die Flächenbelastung dar, wobei  $W$  das Produkt aus der maximalen Startmasse des Ultraleichtflugzeugs und der Erdbeschleunigung  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$  ist und  $S$  die projizierte Flügelfläche beschreibt. Die zentralen Eingangsgrößen sind hierbei die aerodynamischen Parameter des Mindestwiderstandsbeiwerts ( $C_{D\min}$ ) und der auftriebsinduzierten Widerstandskonstante ( $k$ ), welche im späteren Abschnitt 3.1.2 erläutert werden.

Der folgende Ausdruck wird verwendet, um das  $T/W$  zu bestimmen, das erforderlich ist, um eine bestimmte Steigrate ( $V_v$ ) zu erreichen:

$$\frac{T}{W} = \frac{V_v}{V} + \frac{q}{W/S} C_{D\min} + \frac{k}{q} \cdot \left( \frac{W}{S} \right) \quad (3.4)$$

Die Steigraten sind dem Flughandbuch [9] des Ultraleichtflugzeug zu entnehmen.

Der folgende Ausdruck beschreibt das erforderliche  $T/W$ , um die vorgegebene Startstrecke ( $S_G$ ) einzuhalten:

$$\frac{T}{W} = \frac{(V_{\text{LOF}})^2}{2gS_G} + \frac{q \cdot C_{D,TO}}{W/S} + \mu \left( 1 - \frac{q \cdot C_{L,TO}}{W/S} \right) \quad (3.5)$$

Dabei ist  $V_{\text{LOF}}$  die Abhebegeschwindigkeit, die sich aus der Überziehgeschwindigkeit ( $V_{S1}$ ) und einem Sicherheitsfaktor ergibt. Da die LTF-UL [7] für Ultraleichtflugzeuge keinen Sicherheitsfaktor für die Abhebegeschwindigkeit vorgibt, muss an dieser Stelle eine Annahme getroffen werden:

$$V_{\text{LOF}} = V_{S1} \cdot 1,1 \quad (3.6)$$

Für den Reibungskoeffizienten wird die Annahme nach Gudmundsson [13] verwendet, wobei  $\mu = 0,04$  als typischer Wert für trockenen Asphalt angenommen wird. Die Startstrecke ist aus den TLARs in Tab. 2.1 zu entnehmen. Die aerodynamischen Kenngrößen zur Bestimmung des

Mindeststartschubs sind der Auftriebsbeiwert ( $C_{L,TO}$ ) und der Widerstandsbeiwert ( $C_{D,TO}$ ) in der Startphase, die ebenfalls im späteren Abschnitt 3.1.2 erläutert werden.

Der folgende Ausdruck wird verwendet, um das  $T/W$  zu bestimmen, das erforderlich ist, um eine bestimmte Reisegeschwindigkeit in einer gewünschten Höhe zu erreichen:

$$\frac{T}{W} = q \cdot C_{Dmin} \left( \frac{1}{W/S} \right) + k \left( \frac{1}{q} \right) \left( \frac{W}{S} \right) \quad (3.7)$$

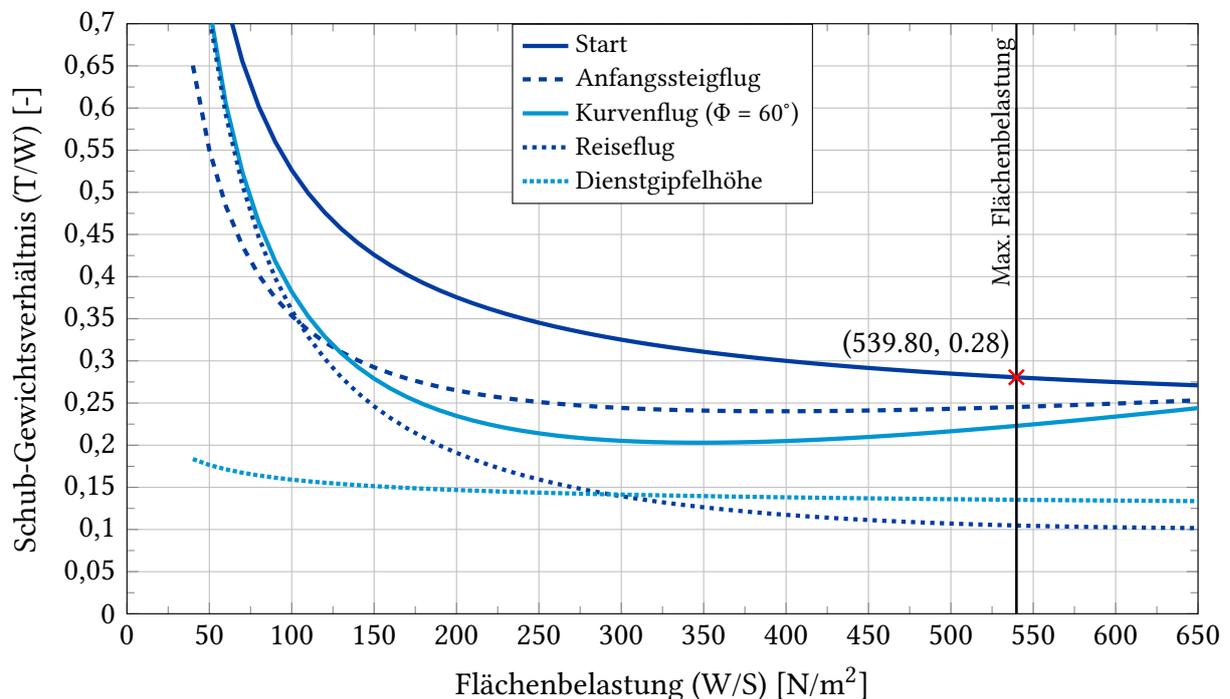
Der folgende Ausdruck wird verwendet, um das  $T/W$  zu bestimmen, das erforderlich ist, um eine bestimmte Dienstgipfelhöhe zu erreichen:

$$\frac{T}{W} = \frac{V_v}{\sqrt{2\rho(W/S)}} \cdot \sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{Dmin}}} + 4\sqrt{\frac{k \cdot C_{Dmin}}{3}} \quad (3.8)$$

Der letzte Ausdruck bestimmt die maximale Flächenbelastung bei minimalem dynamischen Druck und maximalem Auftriebsbeiwert des Ultraleichtflugzeuges:

$$\left( \frac{W}{S} \right)_{stall} = q_{stall} \cdot C_{Lmax} \quad (3.9)$$

Es stellt die Grenze dar, bei der das Ultraleichtflugzeug den größtmöglichen Auftrieb bei der geringstmöglichen Fluggeschwindigkeit aufweist. Daraus lässt sich ableiten, inwieweit das  $T/W$  und der daraus resultierende Schub zu dimensionieren sind. In Abb. 3.1 ist bei einer maximalen Flächenbelastung von  $539,80 \text{ N/m}^2$  ein Wert von  $T/W = 0,281$  zu verzeichnen.



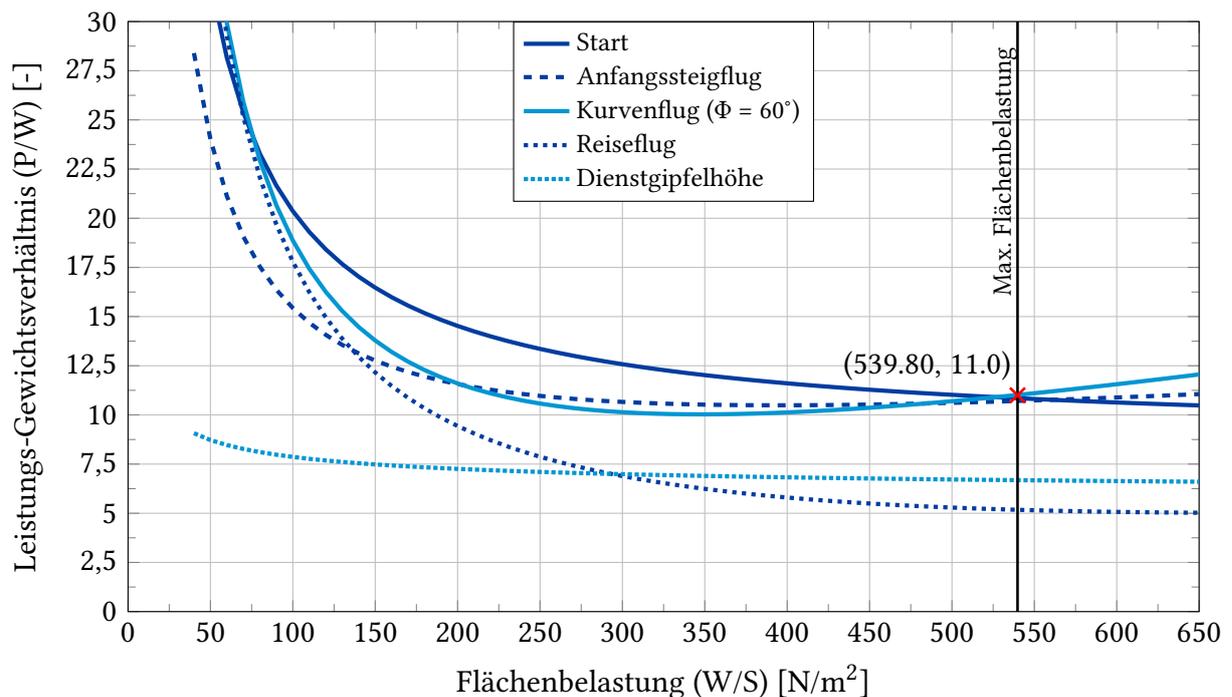
**Abbildung 3.1:** Verhältnis von Schub/Gewicht zu Flächenbelastung für verschiedene Flugphasen

Für das betrachtete Ultraleichtflugzeug muss das Schub-Gewichts-Verhältnis  $T/W$  an die spezifischen Anforderungen eines Propellerflugzeugs angepasst werden. Da bei Propellerflugzeugen primär das Leistungs-Gewichts-Verhältnis ( $P/W$ ) für die Auswahl des Antriebssystems und der Triebwerkseinheit relevant ist, muss das ursprünglich auf Schub basierende Verhältnis entsprechend umgerechnet werden. Die Umrechnung erfolgt unter Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeit sowie des Propellerwirkungsgrads ( $\eta_{\text{prop}}$ ) nach folgender Gleichung:

$$\frac{P_{\text{shaft}}}{W} = \frac{T}{W} \cdot \frac{V}{\eta_{\text{prop}}} \quad (3.10)$$

Hierbei beschreibt  $P_{\text{shaft}}$  die Wellenleistung des Triebwerks, die im Folgenden als Leistung bezeichnet wird. Der Propellerwirkungsgrad stellt sicher, dass die aerodynamischen Verluste im Antriebssystem berücksichtigt werden. Die Fluggeschwindigkeit beeinflusst hierbei direkt die erforderliche Leistung, während das  $T/W$  die grundlegende Anforderung an den Antrieb widerspiegelt.

In Abb. 3.2 ist das resultierende  $P/W$  für eine maximale Flächenbelastung von  $539,80 \text{ N/m}^2$  dargestellt. Daraus ergibt sich ein erforderliches Verhältnis von  $P/W = 11$ .



**Abbildung 3.2:** Verhältnis von Leistung/Gewicht zu Flächenbelastung für verschiedene Flugphasen

Zur präzisen Abschätzung des Einflusses der Flughöhe auf die Triebwerksleistung wird das Gagg- und Ferrar-Modell nach Gudmundsson [13] verwendet. Dieses Modell berücksichtigt

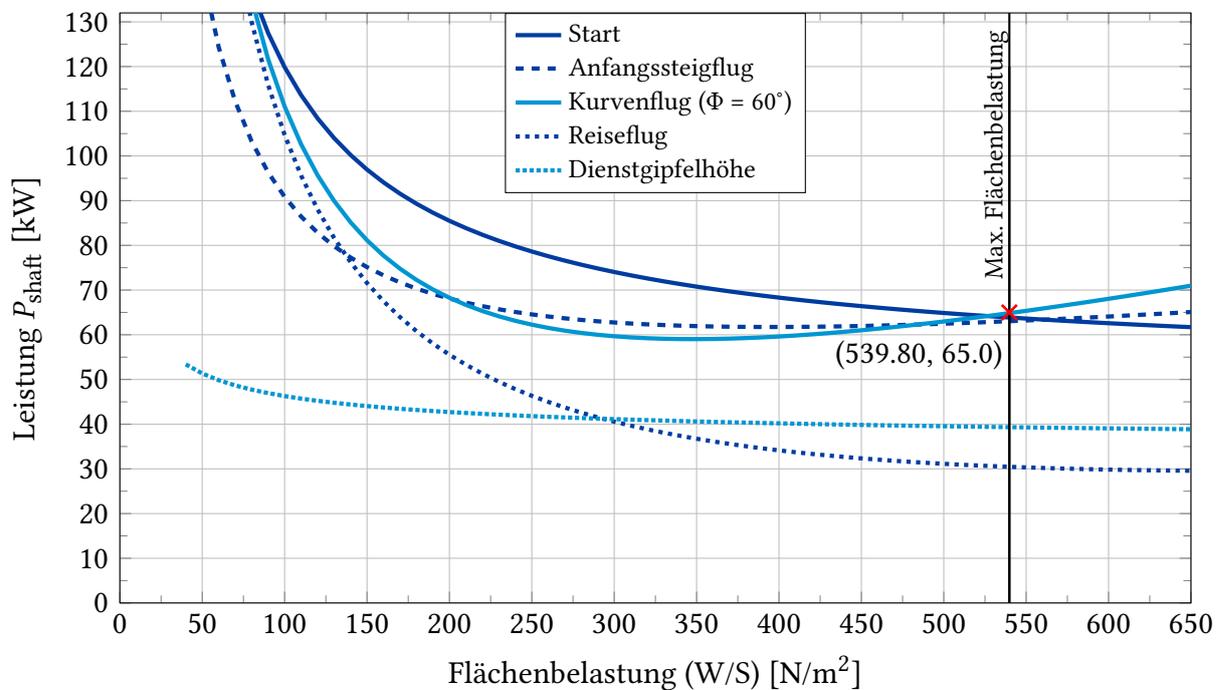
die Abhängigkeit der Triebwerksleistung vom Dichteverhältnis ( $\sigma$ ) der Luft und ermöglicht eine realitätsnahe Beschreibung des Leistungsverlustes mit zunehmender Flughöhe.

$$P = P_{SL} \left( \sigma - \frac{1 - \sigma}{7,55} \right) \quad (3.11)$$

Das Dichteverhältnis ist definiert als das Verhältnis der Luftdichte in Flughöhe ( $\rho$ ) zur Luftdichte auf Meereshöhe ( $\rho_{SL}$ ):

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}} \quad (3.12)$$

Nachfolgend sind die erforderlichen Mindestleistungen unter Berücksichtigung der Höhenänderung dargestellt. Aus Abb. 3.3 ergibt sich für das vorliegende Ultraleichtflugzeug ein minimaler Leistungsbedarf von 65 kW. Dieser Wert liegt im Bereich der vom Hersteller angegebenen Leistungsangaben (vgl. Tab. 2.1) und bestätigt somit die Validität der angewandten Methodik sowie die Konsistenz der getroffenen Modellannahmen.



**Abbildung 3.3:** Erforderliche Mindestleistung für die verschiedenen Flugphasen, normiert auf die jeweilige Flughöhe

### Missionsprofil

Zur vollständigen Erstellung des Missionsprofils sind die erforderlichen Mindestschubwerte für die Rollphase sowie den Landeanflug zu ermitteln. Der während der Rollphase benötigte Schub ist so zu dimensionieren, dass sowohl der Rollwiderstand am Boden als auch der aerodynamische Gesamtwiderstand des Ultraleichtflugzeugs überwunden werden können.

$$F_{\text{total}} = F_{\text{Roll}} + F_{\text{total}} \quad (3.13)$$

Hierbei wird die klassische Bewegungsgleichung für den Startvorgang nach Gudmundsson [13] verwendet.

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} [T - D - \mu(W - L)] \quad (3.14)$$

Wird das Flugzeug nicht beschleunigt, befindet sich das System im quasistatischen Gleichgewicht, d.h. die Summe aller Kräfte in Bewegungsrichtung ist gleich Null:

$$\frac{dV}{dt} = 0 \quad (3.15)$$

Die Gleichung lautet dann wie folgt:

$$0 = \frac{g}{W} [T - D - \mu(W - L)] \quad (3.16)$$

Umgestellt nach der Schubkraft  $T$  ergibt sich:

$$T = D + \mu(W - L) \quad (3.17)$$

Der notwendige Schub gleicht die Summe aus aerodynamischem Widerstand  $D$  und der Reibungskraft auf der Startbahn  $\mu(W - L)$  aus. Der aerodynamische Widerstand hängt weiterhin von der Geschwindigkeit ab:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S \quad (3.18)$$

Der Auftrieb ist ebenfalls eine Funktion der Geschwindigkeit  $V$ :

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \quad (3.19)$$

Unter Berücksichtigung der Widerstands- und Auftriebskräfte ergibt sich für den Schub im Gleichgewichtszustand:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S + \mu \left( W - \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \right) \quad (3.20)$$

Der Ausdruck beschreibt den Schub, der erforderlich ist, um das Flugzeug während der Rollphase ohne Beschleunigung auf konstanter Geschwindigkeit zu halten.

Da das Ultraleichtflugzeug mit einem Konstanten Geschwindigkeitspropeller ausgestattet ist, wird angenommen, dass der Mindestschub während der Landephase etwa 7 % des statischen maximal Schubs beträgt. Diese Annahme basiert auf den Empfehlungen nach Gudmundsson, welches praxisorientierte Methoden für die Auslegung von Flugzeugen darlegt [13].

Schließlich kann die Mindestleistung unter Verwendung der festgelegten Fluggeschwindigkeit und des Propellerwirkungsgrades nach folgender Gleichung ermittelt werden:

$$P_{\text{shaft}} = \frac{T \cdot V}{\eta_{\text{prop}}} \quad (3.21)$$

**Zusammenfassend gelten für die Bestimmung des Mindestschubs in Abhängigkeit von der Flugphase folgende Beziehungen:**

Rollphase: Siehe Gl. 3.20

Startphase:

$$T = W \left[ \frac{(V_{LOF})^2}{2gS_G} + \frac{q \cdot C_{D,TO}}{W/S} \right] + \mu W \left[ 1 - \frac{q \cdot C_{L,TO}}{W/S} \right] \quad (3.22)$$

Anfangssteigflug / Steigflug / Sinkflug / Durchstarten:

$$T = W \left[ \frac{V_v}{V} + \frac{q}{W/S} C_{Dmin} + \frac{k}{q} \left( \frac{W}{S} \right) \right] \quad (3.23)$$

Reiseflug / Warteschleife:

$$T = W \left[ q \cdot C_{Dmin} \left( \frac{1}{W/S} \right) + k \left( \frac{1}{q} \right) \left( \frac{W}{S} \right) \right] \quad (3.24)$$

Landeanflug:

$$T = 0,07 \cdot T_{max} \quad (3.25)$$

Diese Gleichungen bilden die Grundlage zur Bestimmung der Mindestschubanforderungen für die verschiedenen Flugphasen und ermöglichen eine fundierte Validierung des Missionsprofils.

### 3.1.2 Ermittlung der Aerodynamische Kenngrößen

Im vorherigen Kapitel wurden die grundlegenden Zusammenhänge zur Berechnung des Missionsprofils hergeleitet. Allerdings fehlen noch wesentliche Eingangsgrößen, um eine vollständige Analyse durchführen zu können. Daher liegt der Fokus dieses Kapitels auf der Ermittlung der aerodynamischen Kenngrößen.

Im Folgenden werden der aerodynamische Widerstand und der Auftrieb des Ultraleichtflugzeugs bestimmt, da diese Größen maßgeblich für die Berechnung der erforderlichen Schub- und Leistungsparameter sind.

**Der Gesamtwiderstandsbeiwert setzt sich aus folgenden Anteilen zusammen:**

Gesamtwiderstandsbeiwert  $C_D$

→ Druckwiderstandsbeiwert  $C_{D0}$

→ Reibungswiderstandsbeiwert  $C_{Df}$

→ Induzierter Widerstandsbeiwert  $C_{Di}$

→ Sonstiger oder zusätzlicher Widerstandsbeiwert  $C_{Dmisc}$

→ Wellenwiderstandsbeiwert  $C_{Dw}$

Der Gesamtwiderstandsbeiwert ergibt demzufolge folgenden Ausdruck:

$$C_D = C_{D0} + C_{Df} + C_{Di} + C_{Dmisc} + C_{Dw} \quad (3.26)$$

Für Flugzeuge mit niedrigen Unterschallgeschwindigkeiten ist der Wellenwiderstand in der Regel vernachlässigbar. Dadurch vereinfacht sich die Gleichung zu:

$$C_D = C_{D0} + C_{Df} + C_{Di} + C_{Dmisc} \quad (3.27)$$

#### Mindestwiderstand

Die Komponenten  $C_{D0}$ ,  $C_{Df}$  und  $C_{Dmisc}$  werden häufig zu einem gemeinsamen Wert, dem minimalen Widerstandsbeiwert  $C_{Dmin}$ , zusammengefasst [13]. Der Mindestwiderstandsbeiwert setzt sich somit wie folgt zusammen:

$$C_{Dmin} = C_{Dp} + C_{Dmisc} \quad (3.28)$$

Der Mindestwiderstandsbeiwert setzt sich aus dem Profilwiderstand und sonstigen Widerstandsanteilen zusammen. Er stellt die minimale Widerstandsgröße dar, die während des Fluges auftritt.

Hierbei wird der induzierte Widerstand nicht berücksichtigt, da dieser stark vom vorhandenen Auftrieb abhängt. Der Auftrieb selbst kann in Abhängigkeit von verschiedenen Faktoren wie Fluggeschwindigkeit, Anstellwinkel, Einsatz von Hochauftriebssystemen (z.B. Klappen) sowie den spezifischen Flugphasen (Start, Steigflug, Reiseflug, Landeanflug) stark variieren.

Diese Variabilität führt zu einer kontinuierlichen Änderung des induzierten Widerstandes, so dass eine isolierte Betrachtung des Mindestwiderstandes ohne diese Variabilität sinnvoll ist. Ziel dieser vereinfachten Betrachtung ist die Ermittlung des konstanten Widerstandsanteils, der unabhängig von dynamischen Auftriebseinflüssen besteht.

Im Folgenden wird daher der erforderliche Mindestschub berechnet, der sich aus den aerodynamischen Kenngrößen sowie den festen Flugzeugparametern ergibt. Dieser stellt die Mindestgrenze des Schubbedarfs dar, um den Mindestwiderstand des Ultraleichtflugzeuges zu überwinden. Der ermittelte Mindestschub ist Grundlage für die Auslegung des Antriebssystems sowie für die Beurteilung der Flugleistungen in den verschiedenen Flugphasen.

Ausgehend von Gl. 3.27 – Gl. 3.28 wird der Ausdruck für den erforderlichen Gesamtwiderstand des Ultraleichtflugzeuges umformuliert:

$$C_D = C_{D\min} + C_{Di} \quad (3.29)$$

Die dargestellte Form des Gesamtwiderstandsbeiwerts wird auch als „Vereinfachtes Quadratisches Widerstandsmodell“ bezeichnet [13].

### **Die methodische Herangehensweise zur Berechnung des Gesamtwiderstands erfolgt in mehreren Teilschritten:**

- Schritt 1: Profilwiderstandsbeiwert  $C_{Dp}$
- Schritt 2: Sonstiger oder zusätzlicher Widerstandsbeiwert  $C_{D\text{misc}}$
- Schritt 3: Induzierter Widerstandsbeiwert  $C_{Di}$
- Schritt 4: Auftriebsbeiwert  $C_L$

Die Schritte 1 und 2 zur Bestimmung des Mindestwiderstandsbeiwerts basieren auf den Methoden von Shevell [11] und Kroo [12]. Die Schritte 3 und 4 basieren auf dem Handbuch von Gudmundsson [13].

Obgleich der Auftriebsbeiwert im Landeanflug für die Auslegung des Missionsprofils aufgrund der getroffenen Schubannahmen nach Gudmundsson nicht zwingend erforderlich ist, wird der Vollständigkeit halber der Auftriebsbeiwert für alle Flugphasen berechnet.

Für den Start, den Anfangssteigflug und den Landeanflug kann die Erhöhung des Auftriebsbeiwerts durch den Einsatz von Hochauftriebshilfen, wie z.B. Klappen, mit den entsprechenden

Formeln aus DATCOM [17] ermittelt und in die Berechnungen einbezogen werden. Dieser Umstand ist insbesondere in der Start- und Steigflugphase von Bedeutung, da eine Erhöhung des Auftriebsbeiwerts unweigerlich mit einer Erhöhung des Widerstandes und damit des Schubbedarfs einhergeht.

Da der Fokus der vorliegenden Arbeit jedoch auf der Entwicklung eines Missionsprofils unter Berücksichtigung der Mindestanforderungen liegt, wird der Einfluss von Hochauftriebshilfen in den Berechnungen nicht explizit berücksichtigt. Stattdessen erfolgt die Bestimmung der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte für die Start- und Landephase in Anlehnung an die Methode von Gudmundsson [13], wodurch eine vereinfachte, aber dennoch belastbare Grundlage für die Analyse geschaffen wird.

### 1. Profilwiderstandsbeiwert

Der Profilwiderstandsbeiwert setzt sich aus mehreren Einflussgrößen zusammen. Dazu gehören der empirische Korrekturfaktor ( $K$ ), der den Druckwiderstand sowie lokale Geschwindigkeitsänderungen berücksichtigt, der Reibwiderstandsbeiwert ( $C_f$ ), die benetzte Oberfläche ( $S_{\text{wet}}$ ) der jeweiligen Flugzeugkomponenten sowie die Flügelreferenzfläche ( $S_{\text{ref}}$ ). Zur Bestimmung der benetzten Oberfläche wird die Open-Source-Software OpenVSP eingesetzt, die im Abschnitt 3.2 näher beschrieben wird. Die Berechnung erfolgt nach folgender Beziehung:

$$C_{Dp} = \sum_i \frac{K_i C_{f_i} S_{\text{wet}_i}}{S_{\text{ref}}} \quad (3.30)$$

Die Referenzfläche entspricht der Tragfläche des betrachteten Ultraleichtflugzeugs. Der Profilwiderstand wird unter Berücksichtigung der benetzten Fläche für jede Flugzeugkomponente separat bestimmt. Die zu betrachtenden Komponenten sind der Flügel, das Höhenleitwerk, das Seitenleitwerk und der Rumpf.

Der Reibwiderstandsbeiwert ist eine zentrale Größe zur Beschreibung des Profilwiderstandes und wird für vollturbulente Strömungen mit der logarithmischen Näherung nach von Kármán berechnet:

$$C_f = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} \quad (3.31)$$

Die Reynoldszahl wird nach folgender Beziehung berechnet:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (3.32)$$

wobei  $\rho$  die Dichte,  $V$  die Strömungsgeschwindigkeit,  $l$  die charakteristische Länge und  $\mu$  die dynamische Viskosität der Luft beschreibt. Für den Rumpf wird die Gesamtlänge, für die Tragflächen und Leitwerke die mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC) verwendet.

Die dynamische Viskosität wird nach der Sutherland-Gleichung berechnet:

$$\mu = 1,458 \cdot 10^{-6} \frac{T^{1,5}}{T + 110,4} \quad (3.33)$$

wobei die Temperatur für die unterschiedlichen Flughöhen der ICAO (International Civil Aviation Organization) entnommen werden kann. Alternativ kann die Temperatur auch analytisch für die erforderliche Höhe berechnet werden:

$$T = T_0 - L \cdot H \quad (3.34)$$

Hierbei ist  $T_0 = 288,15 \text{ K} = 15^\circ \text{C}$  die Temperatur in Meereshöhe,  $L = 0,0065 \text{ K/m} = 1,9812 \cdot 10^{-3} \text{ K/ft}$  der Temperaturgradient, und  $H$  die jeweilige Flughöhe.

Der empirische Korrekturfaktor ( $K_w$ ) für Tragflügel, Höhen- und Seitenleitwerk wird mit Gl. 3.35 berechnet:

$$K_w = 1 + \frac{2 C_w ((t/c)^2 \cos^2 \varphi)}{\sqrt{1 - M^2 \cos^2 \varphi}} + \frac{(C_w)^2 \cos^2 \varphi (t/c)^2 (1 + 5 \cos^2 \varphi)}{2 (1 - M^2 \cos^2 \varphi)} \quad (3.35)$$

Die erforderlichen Kenngrößen zur Berechnung des Korrekturfaktor sind die Profildicke des Flügels ( $t/c$ ), die Machzahl  $M$ , die Pfeilung des Flügels  $\varphi$  und der Formfaktor  $C_w = 1,1$ .

Der empirische Korrekturfaktor ( $K_{\text{fuse}}$ ) für den Rumpf wird durch die Gl. 3.36 bestimmt. Der Formfaktor für den Rumpf beträgt  $C_{\text{fuse}} = 2,3$ .

$$K_{\text{fuse}} = (1 + C_{\text{fuse}} \cdot \Delta u_{\text{max}})^2 \quad (3.36)$$

Die Berechnung von  $\Delta u_{\text{max}}$  erfolgt gemäß Gl. 3.37 – Gl. 3.39:

$$\Delta u_{\text{max}} = \frac{Y}{(2 - Y)\sqrt{1 - M^2}} \quad (3.37)$$

$$Y = \frac{2(1 - M^2) (d_{\text{eff}})^2}{Z^3} (\tanh^{-1}(Z) - Z) \quad (3.38)$$

$$Z = \sqrt{1 - (1 - M^2) (d_{\text{eff}})^2} \quad (3.39)$$

Der Kennwert  $d_{\text{eff}}$  beschreibt den effektiven Rumpfdurchmesser, der sich aus dem Verhältnis der Breite zur Gesamtlänge des Rumpfes ergibt.

## Fahrwerkswiderstand

Da das Ultraleichtflugzeug über kein einziehbares Fahrwerk verfügt, muss der Fahrwerkswiderstand in der Betrachtung des Gesamtwiderstandes mit einbezogen werden. Zur Ermittlung des Fahrwerkswiderstand werden die Handbuchmethoden nach Raymer [14] verwendet.

Der zusätzliche Widerstand durch das Fahrwerk wird durch die Widerstandsfläche ( $D/q$ ), auch „Drag Area“ genannt, berücksichtigt. Die Widerstandsfläche beschreibt das Verhältnis der Stirnfläche des Fahrwerks zum dynamischen Druck der Strömung. Zur Berechnung des Widerstandsbeiwerts des Fahrwerks ( $C_{D_{gear}}$ ) in Bezug auf den Gesamtwiderstand des Ultraleichtflugzeugs muss dieser durch die Referenzfläche des Flügels dividiert werden. Folgender Ausdruck wird verwendet:

$$C_{D_{gear}} = \frac{D_{gear}}{S_{ref}} = \frac{(D/q \cdot S_{gear})}{S_{ref}} \quad (3.40)$$

Für die Bestimmung der Widerstandsfläche des Ultraleichtflugzeugs wurde ursprünglich der empfohlene Richtwert nach Raymer [14] verwendet. Dieser Wert ist speziell für Flugzeuge mit nicht einziehbarem Fahrwerk vorgesehen und beträgt  $D/q = 1,4$ . Die Verwendung dieses Richtwertes für das vorliegende Ultraleichtflugzeug würde jedoch zu einem deutlich höheren Fahrwerkswiderstand und damit zu einem höheren Gesamtwiderstand führen, was sich negativ auf die aerodynamische Leistung des Ultraleichtflugzeugs auswirken würde.

Dies lässt den Schluss zu, dass die Widerstandsfläche des zu untersuchenden Ultraleichtflugzeuges geringer sein muss, weshalb eine weitere Untersuchung des aerodynamischen Mindestwiderstandes durchgeführt wird. Durch die nachfolgende Ermittlung des aerodynamischen Mindestwiderstands ist es möglich, die Widerstandsfläche des Ultraleichtflugzeuges realistisch abzuschätzen und zu bestimmen.

Zur Bestimmung des Mindestwiderstandsbeiwerts wird die Methode nach Scholz [18] verwendet. Diese basiert auf der maximalen Gleitzahl und ermöglicht die Berechnung des Mindestwiderstandsbeiwerts nach folgender Gleichung:

$$C_{Dmin} = \frac{1}{4} \cdot \frac{\pi A e}{(E_{max})^2} \quad (3.41)$$

Die Bestimmung des Oswald-Faktors erfolgt in einem späteren Teil der Arbeit. Da die maximale Gleitzahl des Ultraleichtflugzeuges nicht vorliegt, wird die im Flughandbuch [9] angegebene Gleitzahl für den Gleitflug übernommen.

Zur Validierung des Mindestwiderstandsbeiwerts wird ein Vergleich mit anderen Ultraleichtflugzeugen aus dem Flugzeugentwurfsbuch von Gudmundsson [13] durchgeführt. Darin sind mehrere Ultraleichtflugzeuge mit ihren aerodynamischen Kenngrößen wie Mindestwiderstand und maximaler Gleitzahl dokumentiert.

Die Gegenüberstellung in Tab. 3.1 zeigt, dass das Ultraleichtflugzeug „CTSW“ des Herstellers *Flight Design general aviation GmbH* als geeignete Referenz herangezogen werden kann. Sowohl die Streckung als auch die Flügelfläche liegen nahe beieinander und die Abweichung der Mindestwiderstände beträgt lediglich 0,59 %, was auf eine hohe Übereinstimmung der aerodynamischen Eigenschaften schließen lässt und die Gültigkeit der getroffenen Annahmen bestätigt.

**Tabelle 3.1:** Vergleich der aerodynamischen Kennwerte verschiedener Ultraleichtflugzeuge

Modell	$A$	$S_w$	$C_{Dmin}$	$E_{max}$	Referenz
B400-6	5,87	10,92 m <sup>2</sup>	0,0336	10,0	Breezer
CTSW <sup>1</sup>	7,90	9,98 m <sup>2</sup>	0,0338	11,9	Autor [13]

<sup>1</sup> Flight Design General Aviation GmbH

Basierend auf den Ergebnissen dieses Vergleichs wird für die Widerstandsfläche des betrachteten Ultraleichtflugzeuges ein Wert angesetzt, der zu einem Fahrwerkswiderstand und damit zu einem Mindestwiderstand führt, der in der Nähe des berechneten Mindestwiderstandes liegt. Untersuchungen haben gezeigt, dass mit einer Widerstandsfläche von  $D/q = 0,8$  plausible Ergebnisse erzielt werden. Daraus ergibt sich ein Mindestwiderstandsbeiwert von  $C_{Dmin} = 0,0346$ , was einer Abweichung von 2,98 % gegenüber dem Mindestwiderstandsbeiwert aus Gl 3.41 entspricht.

Diese geringe Abweichung liegt in einem akzeptablen Toleranzbereich und sichert die getroffene Annahme der Widerstandsfläche für die weitere aerodynamische Analyse

## 2. Sonstiger oder zusätzlicher Widerstandsbeiwert

Als nächster Schritt wird der sonstige Widerstandsanteil für das betrachtete Ultraleichtflugzeug bestimmt. Dieser Anteil wird durch eine Vielzahl kleiner Beiträge verursacht, wie z.B. kleine Ein- und Auslässe, Zugangsklappen, Tankdeckel, Antennen oder andere Flugzeuganbauten. Da detaillierte Berechnungen dieser Komponenten nicht möglich sind, wird der Anteil in Anlehnung an die Empfehlung von Kroo [12] pauschal mit 1,5 % des Gesamtwiderstandes angesetzt.

### 3. Induzierter Widerstandsbeiwert

Der folgende Ausdruck ist die einfachste Methode zur Berechnung des induzierten Widerstands:

$$C_{Di} = k (C_L)^2 \quad (3.42)$$

mit der auftriebsinduzierten Widerstandskonstanten:

$$k = \frac{1}{\pi A e} \quad (3.43)$$

Zur Bestimmung der Widerstandskonstanten muss zunächst der Oswald-Faktor bestimmt werden, der typischerweise zwischen 0,65 und 0,90 liegt. Zur Bestimmung des Oswald-Faktors wurden mehrere Ansätze, u.a. nach Raymer [14], Shevell [11] und Scholz [19], untersucht und miteinander verglichen.

Der Vergleich hat gezeigt, dass die Methoden von Raymer und Shevell für das Ultraleichtflugzeug ungeeignet sind, da sie bei der Betrachtung der Widerstandspolare zu niedrige Geschwindigkeiten bei minimaler Leistung ( $V_{mp}$ ) prognostizieren, die unterhalb der Überziehgeschwindigkeit im Reiseflug liegen. Dies ist physikalisch nicht möglich, da eine Unterschreitung der Überziehgeschwindigkeit unweigerlich zum Strömungsabriss führt.

Zur Vertiefung der Widerstandspolaren folgt eine kurze Herleitung und Darstellung der Widerstandspolaren des Ultraleichtflugzeugs. Dabei wird auf das Flugmechanik-Handbuch *Flight Mechanics: Operating Performance and Design* von Young [15] zurückgegriffen. Die Widerstandspolare wird durch den folgenden Ausdruck beschrieben:

$$D = \left[ \frac{C_{Dmin} \rho_0 S}{2} \right] V^2 + \left[ \frac{2kW^2}{\rho_0 S} \right] \frac{1}{V^2} \quad (3.44)$$

Um die Berechnungen zu vereinfachen, werden die folgenden Substitutionen eingeführt:

$$A_1 = \frac{C_{Dmin} \rho_0 S}{2} \quad (3.45)$$

$$B_1 = \frac{2kW^2}{\rho_0 S} \quad (3.46)$$

Durch diese Substitutionen ergibt sich eine vereinfachte Form der Widerstandspolare:

$$D = A_1 V^2 + B_1 V^{-2} \quad (3.47)$$

Aus der Gl. 3.47 lässt sich der erforderliche Mindestwiderstand berechnen, indem die Widerstandspolare als Funktion der Fluggeschwindigkeit ausgedrückt wird  $D = f(V)$ . Dies ermöglicht die Ableitung verschiedener charakteristischer Geschwindigkeiten aus der Widerstandspolare, die als Grundlage für die Analyse der aerodynamischen Eigenschaften des Ultraleichtflugzeugs dient.

Geschwindigkeit bei minimalem Widerstand:

$$\frac{dD}{dV} = 2A_1V - 2B_1V^{-3} = 0 \quad (3.48)$$

$$V_{md} = \left[ \frac{B_1}{A_1} \right]^{1/4} \quad (3.49)$$

Geschwindigkeit bei minimaler Leistung:

$$P_D = D \cdot V = A_1V^3 + B_1V^{-1} \quad (3.50)$$

$$\frac{dP_D}{dV} = 3A_1V^2 - B_1V^{-2} = 0 \quad (3.51)$$

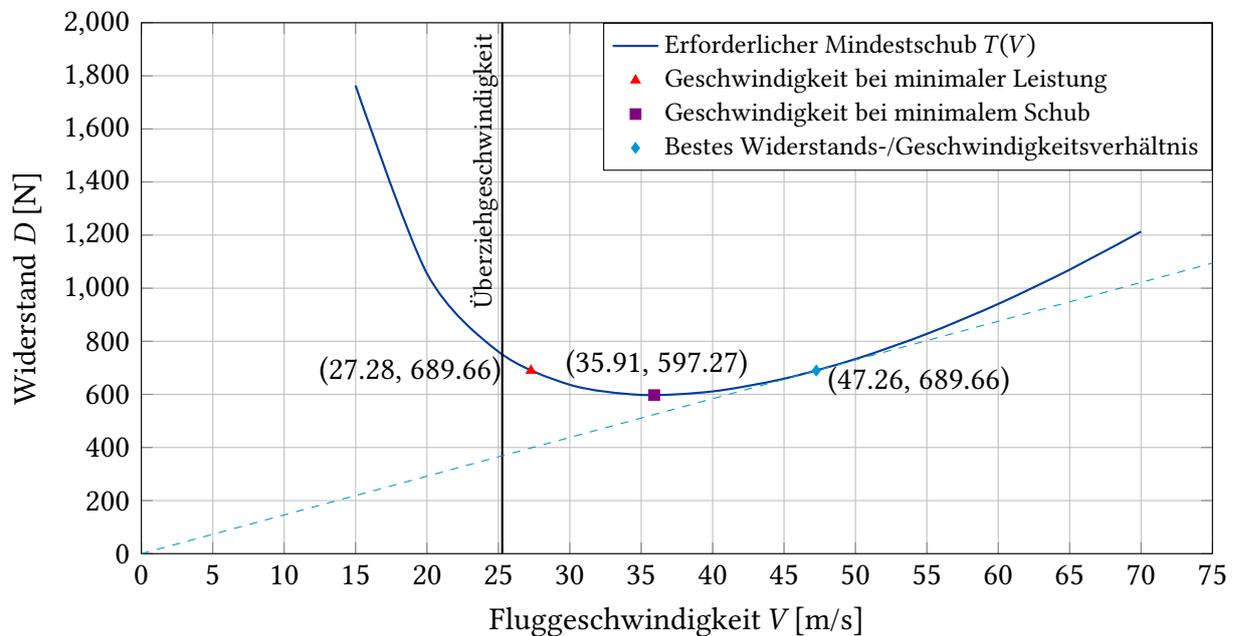
$$V_{mp} = \sqrt[4]{\frac{B_1}{3A_1}} \quad (3.52)$$

Geschwindigkeit für das optimale Widerstands-/Geschwindigkeitsverhältnis:

$$\frac{d}{dV} \left( \frac{D}{V} \right) = A_1 - 3B_1V^{-4} = 0 \quad (3.53)$$

$$V = (3)^{1/4} \left( \frac{B_1}{A_1} \right)^{1/4} \quad (\text{D/V-Ratio}) \quad (3.54)$$

Diese charakteristischen Geschwindigkeiten des Ultraleichtflugzeugs sind in der nachfolgenden Abb. 3.4 dargestellt und verdeutlichen den Zusammenhang zwischen Fluggeschwindigkeit, Widerstandskraft und dem erforderlichen Mindestschub im Reiseflug.



**Abbildung 3.4:** Widerstandspolare des Ultraleichtflugzeugs im Reiseflug ( $D=T$ )

Aus den Ergebnissen in Abb. 3.4 lässt sich ableiten, dass die ermittelte Geschwindigkeit bei minimaler Leistungsaufnahme physikalisch plausibel ist. Diese liegt oberhalb der Überziehgeschwindigkeit, was die Konsistenz der Berechnung bestätigt. Die Methode nach Scholz [19] wird daher als geeignet angesehen, um den Oswald-Faktor zu bestimmen.

Der Oswald-Faktor ergibt sich aus folgendem Ausdruck:

$$e = e_{\text{theo}} \cdot K_{e,\text{fuse}} \cdot K_{e,D_0} \cdot K_{e,M} \quad (3.55)$$

Der theoretische Oswald-Faktor setzt sich aus der Streckung und der Hörnerfunktion zusammen:

$$e_{\text{theo}} = \frac{1}{1 + f(\lambda) \cdot A} \quad (3.56)$$

Die Hörnerfunktion wird durch folgenden Ausdruck bestimmt:

$$f(\lambda) = 0,0524\lambda^4 - 0,15\lambda^3 + 0,1659\lambda^2 - 0,0706\lambda + 0,0119 \quad (3.57)$$

wobei die Zuspitzung als Verhältnis der Länge der Flügelspitzen zur Länge der Flügelwurzel definiert ist:

$$\lambda = \frac{c_{w,t}}{c_{w,r}} \quad (3.58)$$

Die Korrekturfaktoren  $K_{e,\text{fuse}}$ ,  $K_{e,M}$  und  $K_{e,D_0}$  berücksichtigen folgende spezifische aerodynamische Effekte:  $K_{e,\text{fuse}}$  hängt vom Verhältnis von Rumpfdurchmesser zu Spannweite ab,  $K_{e,M}$  beschreibt den Einfluss der Kompressibilität bei Machzahlen über  $M_{\text{comp}}$ , und  $K_{e,D_0}$  korrigiert den Nullwiderstand basierend auf statistischen Daten.

$$K_{e,\text{fuse}} = 1 - 2 \left( \frac{d_F}{b} \right)^2 \quad (3.59)$$

$$K_{e,M} = \begin{cases} a_e \left( \frac{M}{M_{\text{comp}}} - 1 \right)^{b_e} + 1, & M > M_{\text{comp}} \\ 1, & M \leq M_{\text{comp}} \end{cases} \quad (3.60)$$

$$a_e < 0; \quad b_e > 0$$

Die Kenngrößen der Korrekturfaktoren nach Scholz [19] betragen:

$$M_{\text{comp}} = 0,3$$

$$a_e = -0,001521$$

$$b_e = 10,82$$

Für das Ultraleichtflugzeug wird ein Korrekturfaktor nach Scholz [19] von  $K_{e,D_0} = 0,971$  angesetzt.

Aus den obigen Betrachtungen kann der erforderliche Mindestschub für alle Flugphasen mit Ausnahme der Roll- und Startphase bestimmt werden. Für die Roll- und Startphase ist die Bestimmung des Gesamtwiderstandes sowie der jeweiligen Auftriebsbeiwerte im Start erforderlich. Im Folgenden wird daher sowohl der Auftrieb des Ultraleichtflugzeugs bestimmt.

#### 4. Auftriebsbeiwert

Der Auftriebsbeiwert wird aus dem Zusammenhang zwischen Auftriebskraft, Fluggeschwindigkeit, Luftdichte und Flügelfläche ermittelt. Ist die Auftriebskraft bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit bekannt, kann der Auftriebsbeiwert nach folgender Formel berechnet werden:

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \quad (3.61)$$

Dieser Ausdruck wird in erster Linie für horizontale Flugphasen wie Reiseflug oder auch Warteschleifenflug verwendet, wobei folgende Beziehung gilt:  $L = W$ . Bei der Durchführung von Steig- oder Sinkflügen muss jedoch eine entsprechende Anpassung der resultierenden Auftriebskraft vorgenommen werden. Unter Berücksichtigung des Steigwinkels  $\theta$  kann die Auftriebskraft bestimmt werden, wobei gilt:

$$L = W \cos \theta \quad (3.62)$$

Der Steigwinkel ist das Verhältnis der Steig-/Sinkgeschwindigkeit zur Fluggeschwindigkeit:

$$\sin \theta = \frac{V_V}{V} \quad (3.63)$$

Eine weitere Berechnungsmöglichkeit zur Ermittlung des Auftriebsbeiwerts kann mit folgendem Ausdruck ermittelt werden:

$$C_L = C_{L_{0,\text{total}}} + C_{L_{\alpha,\text{total}}} \cdot \alpha \quad (3.64)$$

Diese Beziehung ist von besonderer Relevanz, da sie sowohl bei der Bestimmung der Auftriebsbeiwerte für den Start als auch für den Landeanflug verwendet wird. Nach Gudmundsson [13] sind typische Richtwerte für den Start ein Anstellwinkel von  $\alpha_{\text{TO}} = 6,5^\circ$  und für den Landeanflug ein Anstellwinkel von  $\alpha_{\text{LDG}} = 13,5^\circ$ . Aus diesen Beziehungen lassen sich die Widerstandsbeiwerte für Start und Landeanflug bestimmen:

$$C_{D_{\text{TO}}} = C_{D_{\text{min}}} + C_{D_i}(C_{L_{\text{TO}}}) \quad (3.65)$$

$$C_{D_{\text{LDG}}} = C_{D_{\text{min}}} + C_{D_i}(C_{L_{\text{LDG}}}) + \Delta C_{D_{\text{flaps}}} \quad (3.66)$$

Der Ausdruck  $\Delta C_{D_{\text{flaps}}}$  berücksichtigt die Widerstandserhöhung durch die Flügelklappen. Da eine detaillierte Analyse dieses Einflusses jedoch den Rahmen der vorliegenden Untersuchung überschreiten würde, wird dieser Effekt in der vorliegenden Betrachtung vernachlässigt. Zur

Berechnung des Auftriebsbeiwerts gemäß Gl. 3.64 müssen sowohl der Auftriebsbeiwert bei Nullanstellwinkel als auch der Auftriebsgradient bestimmt werden.

Der Auftriebsbeiwert bei Nullanstellwinkel ergibt sich aus den Beiträgen des Tragflügels und des Höhenleitwerks und kann durch folgende Beziehung berechnet werden:

$$C_{L_{0,\text{total}}} = C_{L_{0,w}} + \frac{S_h}{S_w} C_{L_{0,h}} \quad (3.67)$$

Analog dazu setzt sich der Auftriebsgradient aus den entsprechenden Anteilen von Tragflügel und Höhenleitwerk zusammen und wird durch die folgende Gleichung beschrieben:

$$C_{L_{\alpha,\text{total}}} = C_{L_{\alpha,w}} + \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha,h}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (3.68)$$

Hierbei bezeichnet  $C_{L_{\alpha,w}}$  den Auftriebsgradienten des Tragflügels und  $C_{L_{\alpha,h}}$  den des Höhenleitwerks. Das Verhältnis ( $S_h/S_w$ ) beschreibt das Flächenverhältnis zwischen Höhenleitwerk und Tragflügel. Der Term  $\left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)$  berücksichtigt den Abwindgradienten, der infolge der induzierten Wirbel des Tragflügels am Höhenleitwerk entsteht.

Zur Bestimmung des Auftriebsbeiwerts in Gl. 3.64 wird im ersten Schritt der Auftriebsgradient und im zweiten Schritt der Auftriebsbeiwert bei Nullanstellwinkel des Ultraleichtflugzeugs berechnet.

### Auftriebsgradient

Nachfolgend werden die Auftriebsgradienten des Tragflügels und des Höhenleitwerks nach DATCOM [17] mit folgendem Ausdruck berechnet:

$$C_{L_{\alpha}} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\left(\frac{A}{\eta}\right)^2 (1 + \tan^2 \varphi - M^2) + 4}} \quad (3.69)$$

Dabei ist  $\eta$  eine Korrekturkonstante, die die Abweichung zwischen der theoretischen Steigung der Profilauftriebskurve von  $2\pi$  und dem tatsächlichen Wert berücksichtigt. Ein typischer Wert für die Korrekturkonstante beträgt  $\eta = 0,97$  [12].

Die Berechnung des Abwindgradienten erfolgt ebenfalls nach DATCOM [17] und weist folgende Beziehung auf:

$$\frac{\delta \epsilon}{\delta \alpha} = 4,44 \cdot (K_A \cdot K_{\lambda} \cdot K_H \cdot \sqrt{\cos \varphi_{25}})^{1,19} \cdot \left[ \frac{(C_{L,\alpha})_M}{(C_{L,\alpha})_{M=0}} \right] \quad (3.70)$$

Da das Ultraleichtflugzeug einen Rechteckflügel aufweist, ist die Pfeilung an der 25%-Linie  $\varphi_{25}=0^\circ$ . Die Faktoren für die Flügelstreckung ( $K_A$ ), Flügelzuspitzung ( $K_\lambda$ ) und der Lagefaktor für das Höhenleitwerk ( $K_H$ ) werden über die folgenden Beziehungen bestimmt:

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1,7}} \quad (3.71)$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7} \quad (3.72)$$

$$K_H = \frac{1 - |z_h/b|}{\sqrt[3]{2} (l_h/b)} \quad (3.73)$$

wobei  $z_h$  der vertikale Abstand zwischen Flügel und Höhenleitwerk ist. Der Abstand stellt die Höhendifferenz zwischen der Flügelwurzel-Profilsehne und der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe des Höhenleitwerks dar.

#### Auftriebsbeiwert bei Nullanstellwinkel

Mit den berechneten Auftriebsgradienten aus Gl. 3.69 können die Auftriebsbeiwerte bei Nullanstellwinkel nach Raymer [14] ermittelt werden.

Der Auftriebsbeiwert bei  $\alpha = 0^\circ$  des Flügels wird nach folgendem Ausdruck berechnet:

$$C_{L_{0,w}} = C_{L_{\alpha,w}} (\alpha + i_w - \alpha_0) \quad (3.74)$$

Dabei ist  $C_{L_{\alpha,w}}$  der Auftriebsgradient des Flügels,  $i_w$  der Einstellwinkel des Flügels und  $\alpha_0$  der Nullauftriebswinkel des Flügels. Der Nullauftriebswinkel des Flügels wird nach Gudmundsson [13] für ein NACA 4414-Profil mit  $\alpha_0 = -4^\circ$  angesetzt. Nach Herstellerangaben liegt der Einstellwinkel des Flügels bei  $i_w = 4^\circ$ .

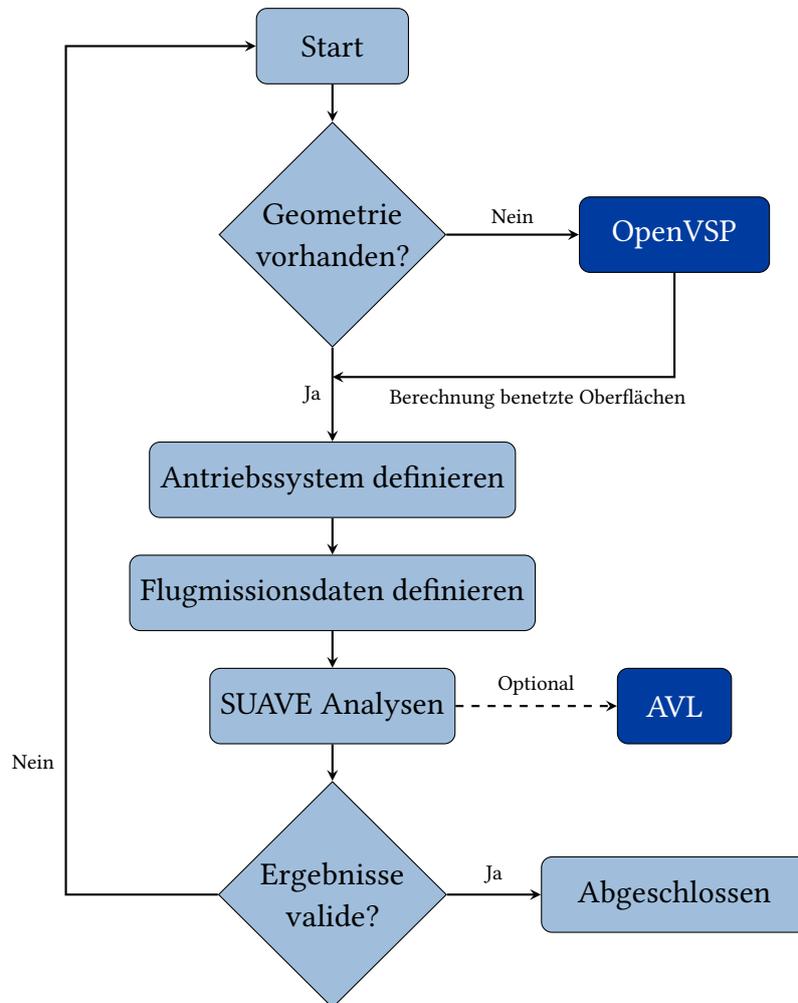
Die Gleichung zur Berechnung des Auftriebsbeiwerts bei  $\alpha = 0^\circ$  des Höhenleitwerks lautet:

$$C_{L_{0,h}} = C_{L_{\alpha,h}} \left[ (\alpha + i_w) \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) + (i_h - i_w) - \alpha_{0,h} \right] \quad (3.75)$$

Hierbei ist  $C_{L_{\alpha,h}}$  der Auftriebsgradient des Höhenleitwerks,  $i_h$  der Einstellwinkel des Höhenleitwerks und  $\alpha_{0,h}$  der Nullauftriebswinkel des Höhenleitwerks. Da das Ultraleichtflugzeug ein symmetrisches Profil besitzt, beträgt der Nullauftriebswinkel des Höhenleitwerks  $\alpha_{0,h} = 0^\circ$ . Das Höhenleitwerk ist neutral eingestellt und verfügt über keinen Einstellwinkel.

## 3.2 Modellbildung: SUAVE

Im folgenden Abschnitt zur Modellbildung in SUAVE wird nicht detailliert auf den Code des erstellten Ultraleichtflugzeugmodells eingegangen. Der Schwerpunkt liegt stattdessen auf der Darstellung des methodischen Vorgehens zur Erstellung des Missionsprofils. Die Abbildung 3.5 stellt den Ablauf zur Erstellung des SUAVE-Modells dar.

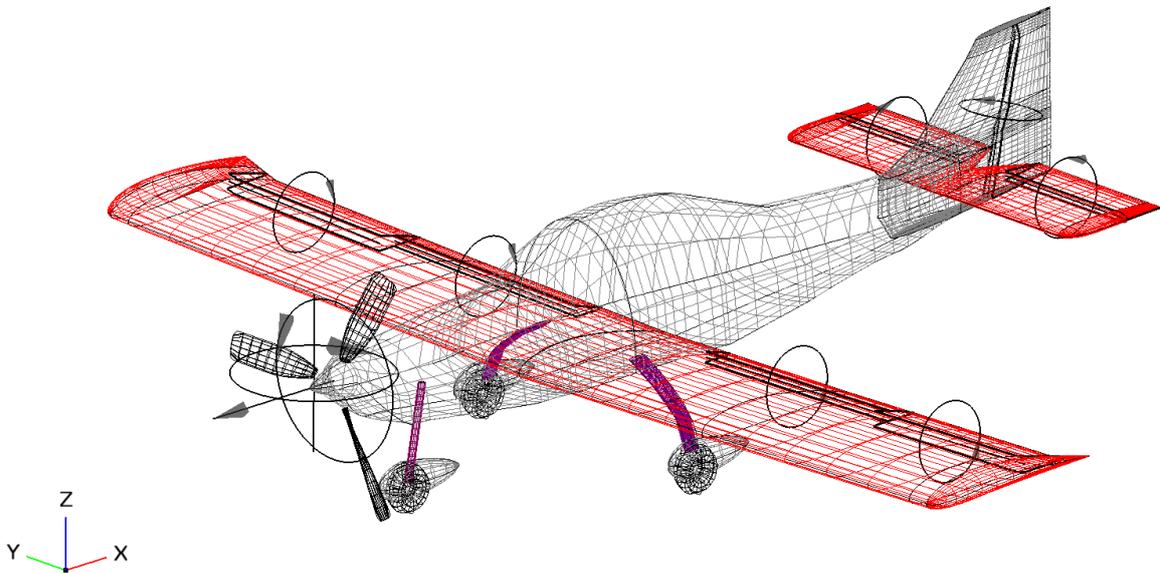


**Abbildung 3.5:** Flussdiagramm: Erstellung des Missionsprofils mit SUAVE

### Definition Vehicle

Zu Beginn der Modellbildung ist eine detaillierte Kenntnis der Flugzeuggeometrie des Ultraleichtflugzeugs erforderlich, da ohne präzise Geometriedaten keine plausiblen Ergebnisse zu erwarten sind. Da diese Daten nicht im Detail vorliegen, wird in einem ersten Schritt unter Verwendung der Open-Source-Software „OpenVSP“ (Open Vehicle Sketch Pad, [20]) ein erster Vorentwurf des Ultraleichtflugzeugs erstellt (siehe Abb. 3.6). Dieser Schritt kann

unabhängig von SUAVE durchgeführt werden. Grundlage für die Modellerstellung OpenVSP ist die im Flughandbuch [9] enthaltene Dreiseitenansicht.



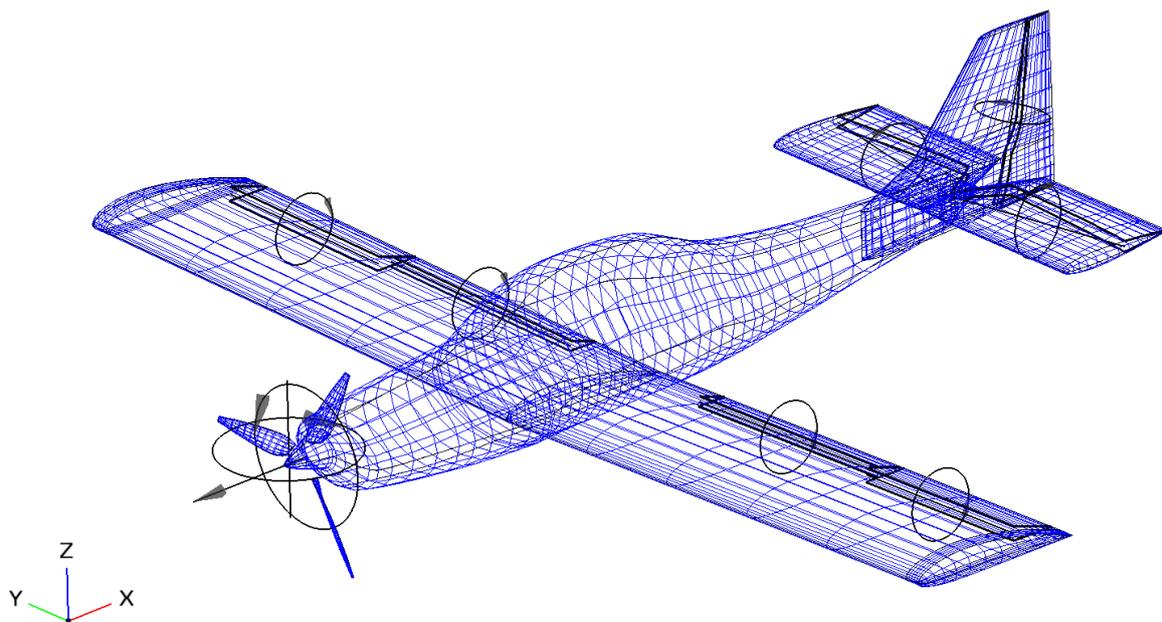
**Abbildung 3.6:** OpenVSP-Modell des Ultraleichtflugzeugs, erstellt auf Grundlage der Dreiseitenansicht des Herstellers

Der Einsatz von OpenVSP ermöglicht es, mit Hilfe der grafischen Benutzeroberfläche ein visuell überprüfbares und realitätsnahes Entwurfsmodell des Ultraleichtflugzeugs zu erstellen. Im Gegensatz dazu arbeitet SUAVE primär als rechenbasierte Software ohne überprüfbare Visualisierungsmöglichkeiten. Dem Anwender stehen nur eingeschränkte Möglichkeiten zur grafischen Überprüfung der Eingabeparameter zur Verfügung. Es ist zwar möglich, mit SUAVE eine Visualisierung zu erzeugen, diese dient jedoch primär der Veranschaulichung der Ergebnisse und erlaubt keine direkte Überprüfung oder Plausibilitätskontrolle der Eingabeparameter.

Eine weitere Möglichkeit, die OpenVSP bereitstellt, ist die Berechnung der benetzten Oberflächen, die für die Bestimmung des Profilwiderstandes von zentraler Bedeutung sind. Diese können direkt in das SUAVE-Skript integriert werden. Andernfalls müssten sie entweder aus vorhandenen Datenquellen entnommen oder separat berechnet werden.

Sobald die Flugzeuggeometrie im SUAVE-Skript vollständig definiert ist, besteht die Möglichkeit, das erzeugte SUAVE-Modell im OpenVSP-Format zu exportieren (siehe Abb. 3.7). Dies erleichtert die Weiterverarbeitung der SUAVE-Geometrie und ermöglicht den direkten Vergleich und die Überprüfung mit dem zuvor erstellten OpenVSP-Modell. Die einzige Einschränkung des OpenVSP-Exports besteht darin, dass ausschließlich zylindrische und elliptische Querschnittsformen von SUAVE unterstützt werden. Andere komplexe Querschnittsformen werden von SUAVE nicht unterstützt, was bei dem betrachteten Ultraleichtflugzeug

der Fall ist. Im Rahmen der Untersuchung des Ultraleichtflugzeugs spielt dies jedoch eine untergeordnete Rolle, da der direkte Vergleich der benetzten Oberflächen mit OpenVSP nur einen geringen Unterschied zeigt und sich dies nur geringfügig auf den Profilwiderstand auswirkt. Weiterhin muss an dieser Stelle darauf hingewiesen werden, dass die verwendeten Methoden sich auf den konzeptionellen Flugzeugentwurf und nicht auf den Detailentwurf beziehen. Zusammenfassend zeigt der direkte Vergleich der beiden OpenVSP-Modelle eine deutliche Übereinstimmung der geometrischen Flugzeugparameter (vgl. Abb. 3.6 – Abb. 3.7).



**Abbildung 3.7:** OpenVSP-Export des Ultraleichtflugzeugs durch SUAVE

Bevor mit der Festlegung des Antriebsstrangs begonnen werden kann, muss jedoch darauf hingewiesen werden, dass eine direkte Modellierung des Fahrwerks in SUAVE nicht unterstützt wird. Aus diesem Grund muss der Einfluss des nicht einziehbaren Fahrwerks auf die aerodynamischen Berechnungen durch geeignete Annahmen oder Korrekturfaktoren berücksichtigt werden. Dabei werden die gleichen Annahmen zur Berücksichtigung des Fahrwerkeinflusses wie bei der Modellierung mit den Handbuchmethoden herangezogen.

#### Definition Antriebsstrang

Nach der Erstellung der Flugzeuggeometrie kann das Antriebssystem, in SUAVE als „Energy Network“ bezeichnet, definiert werden. Hierbei ist die genaue Spezifikation der Triebwerks- und Propellerdaten von zentraler Bedeutung, um zuverlässige und realistische Simulationsergebnisse zu gewährleisten. Eine unzureichende oder fehlerhafte Dimensionierung führt zu erheblichen Abweichungen in den Berechnungsergebnissen bis hin zum Abbruch der Simulation.

### Definition Missionsprofil

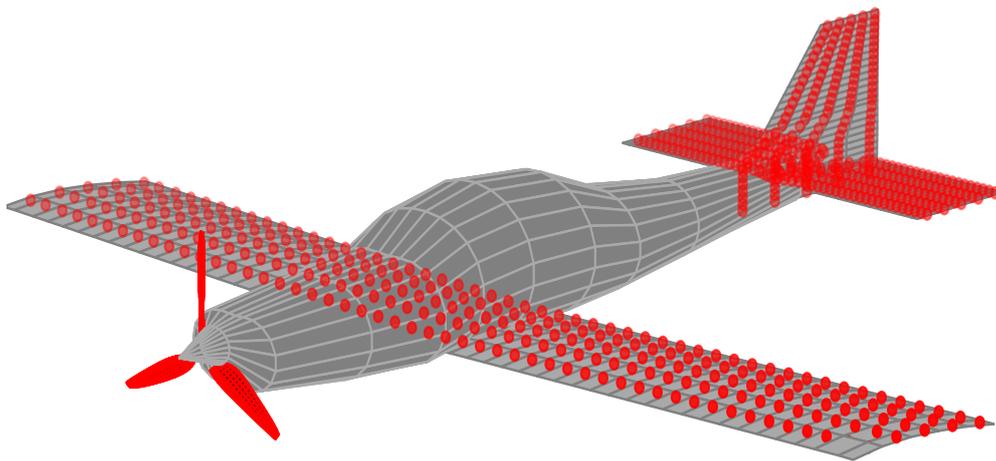
Schließlich erfolgt die Eingabe der Flugmissionsdaten. In diesem Schritt können die Berechnungsprozesse, die SUAVE durchführt, gezielt gesteuert und der gewünschte Genauigkeitsgrad festgelegt werden.

### Definition Analysen

Sobald alle relevanten Parameter des Ultraleichtflugzeugs definiert sind, können die aerodynamischen Analysen für Auftrieb, Widerstand und Stabilität durchgeführt werden. Letzteres liefert jedoch keine plausiblen Ergebnisse, da die empirischen Berechnungsverfahren in SUAVE für die Gewichts- und die Schwerpunktberechnung nicht funktionieren. Aus diesem Grund entfällt in der vorliegenden Untersuchung eine Stabilitätsberechnung des Ultraleichtflugzeugs.

Zur Berechnung des Auftriebs verwendet SUAVE eine Vortex Lattice Method (VLM). Dabei handelt es sich um ein numerisches Panelverfahren, mit dem der Auftrieb sowie der auftriebsinduzierte Widerstand für beliebige Flügelgeometrien berechnet werden kann. Die in SUAVE [21] implementierte VLM basiert auf etablierten Verfahren aus der Fachliteratur und wird daher an dieser Stelle nicht näher erläutert. Für ein vertiefendes Verständnis wird auf das Literaturverzeichnis [22] verwiesen.

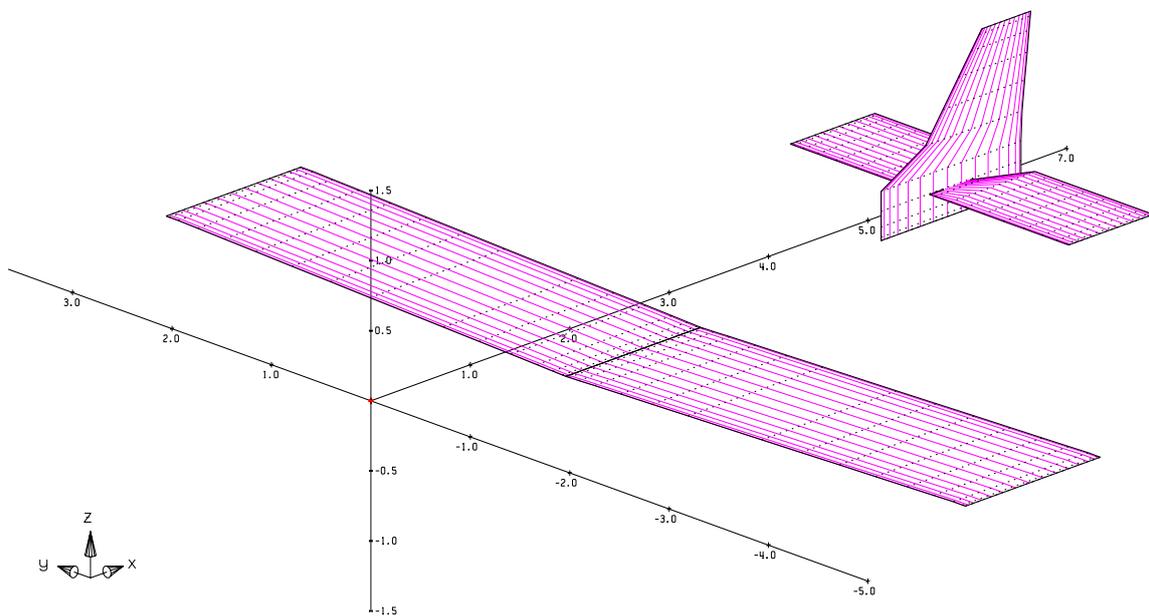
Da der Rumpf bei der Berechnung des Auftriebs mit dem VLM nicht berücksichtigt wird, wird in SUAVE ein Korrekturfaktor verwendet, der den zusätzlichen Auftrieb des Rumpfes bei der Berechnung des Gesamtauftriebs berücksichtigt. Die Abb. 3.8 zeigt das in SUAVE erstellte VLM-Modell des Ultraleichtflugzeugs.



**Abbildung 3.8:** SUAVE-Modell des Ultraleichtflugzeugs, dargestellt sind die Wirbelgitter-Panels auf den Tragflächen, Höhen- & Seitenleitwerken

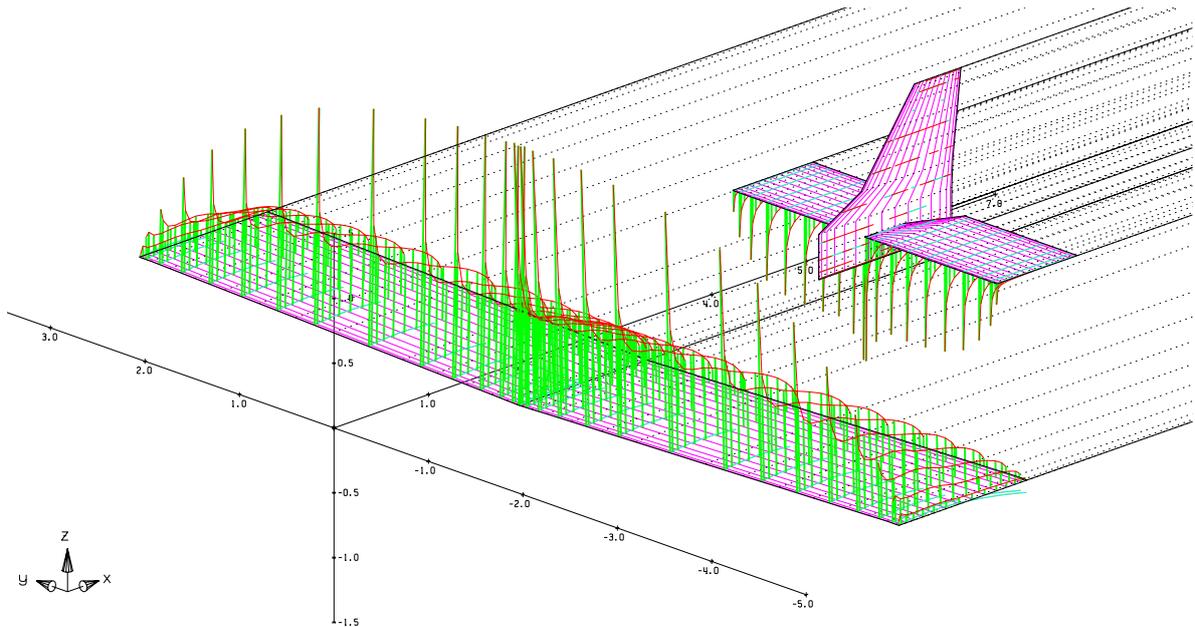
Dennoch ist eine externe Überprüfung notwendig, da SUAVE als „Blackbox“ agiert und die direkte Nachvollziehbarkeit der Berechnungsschritte eingeschränkt ist. Ohne eine unabhängige Überprüfung ist es schwierig zu beurteilen, ob die Ergebnisse durch fehlerhafte Eingabewerte oder numerische Restriktionen beeinflusst wurden. Eine zusätzliche Überprüfung stellt daher sicher, dass die berechneten aerodynamischen Kenngrößen plausibel sind.

Zu diesem Zweck wurde ergänzend die Open-Source-Software „AVL“ (Athena Vortex Lattice) eingesetzt, die über eine externe Schnittstelle zu SUAVE verfügt. AVL basiert ebenfalls auf eine VLM und ermöglicht die Berechnung von aerodynamischen und flugdynamischen Parametern einschließlich Stabilitätskennwerten [23]. Durch geringfügige Anpassungen des SUAVE-Skripts können die Geometrie-, Massen- und Missionsdaten in AVL-kompatible Ausgabedateien konvertiert werden. Die Abb. 3.9 zeigt das exportierte AVL-Modell.



**Abbildung 3.9:** AVL-Modell des Ultraleichtflugzeugs, generiert durch SUAVE

Die Anwendung von AVL ermöglicht die unabhängige Durchführung aerodynamischer Analysen ohne Modifikation des SUAVE-Skripts. Die mit AVL erzeugten Ergebnisse können sowohl mit den Ergebnissen aus SUAVE als auch mit den Werten aus den Handbuchmethoden verglichen werden. Dies trägt zur Validierung der Handbuchmethoden bei und ermöglicht eine fundierte Bewertung der erzielten Ergebnisse. Die Abb. 3.10 stellt eine AVL-Analyse des Ultraleichtflugzeugs im Reiseflug mit einem Anstellwinkel von  $\alpha = -0,5^\circ$  dar.



**Abbildung 3.10:** AVL-Modell des Ultraleichtflugzeugs im Reiseflug, dargestellt ist die Auftriebsverteilung entlang der Spannweite

Abschließend ist anzumerken, dass die Widerstandsanalyse in SUAVE dem gleichen methodischen Ansatz folgt, der bereits bei der Modellbildung mit den Handbuchmethoden ausführlich beschrieben wurde. Aus diesem Grund entfällt an dieser Stelle eine erneute Beschreibung.

### Plausibilitätskontrolle

Wenn die mit SUAVE erzeugten Ergebnisse nicht mit den Ergebnissen der Handbuchmethoden oder der AVL korrelieren oder nicht den erwarteten Anforderungen entsprechen, ist eine iterative Anpassung des SUAVE-Skripts erforderlich. In solchen Fällen müssen Eingabedaten, Modellannahmen und spezifische Kenngrößen überprüft und optimiert werden, um eine konsistente und physikalisch plausible Lösung zu gewährleisten.

Für eine vollständige Nachvollziehbarkeit der Vorgehensweise sowie der Kodierung des SUAVE-Skripts wird auf die offizielle Dokumentation der SUAVE-Entwickler verwiesen, die unter folgendem Link verfügbar ist: <https://suave.stanford.edu/doxygen/>.

Das vollständige Skript zur Erstellung des SUAVE-Modells des Ultraleichtflugzeugs ist im Anhang [Python Skript: Breezer B400-6] hinterlegt.

# 4 Ergebnisse und Diskussion

In diesem Kapitel werden die ermittelten aerodynamischen und leistungsbezogenen Kenngrößen für das betrachtete Ultraleichtflugzeug analysiert. Dabei werden die Ergebnisse der Handbuchmethoden und SUAVE verglichen und mit den Herstellerangaben validiert. Abschließend wird die Eignung der Methoden zur Bestimmung des Missionsprofils diskutiert.

## 4.1 Diskussion der Ergebnisse: Handbuchmethoden

### 4.1.1 Auswertung der Aerodynamische Kenngrößen

Die Tab. 4.1 zeigt die aerodynamischen Kenngrößen, die für das betrachtete Ultraleichtflugzeug mit den Handbuchverfahren ermittelt wurden. Neben den Widerstandsbeiwerten und den Auftriebsbeiwerten sind auch die resultierenden Gleitzahlen für die verschiedenen Flugphasen des Missionsprofils angegeben.

**Tabelle 4.1:** Übersicht der Widerstands- und Auftriebsbeiwerte sowie der resultierenden Gleitzahl für verschiedene Flugphasen des Missionsprofils

Missionsprofil	$C_{Dp}$	$C_{Dmisc}$	$C_{Di}$	$C_D$	$C_L$	$E$
1. Rollen	0,0356	0,0015	-	0,0371	-	-
2. Start	0,0345	0,0015	0,1055	0,1415	1,19	8,42
3. Anfangssteigflug	0,0341	0,0015	0,0650	0,1005	0,93	9,30
4. Steigflug	0,0341	0,0015	0,0675	0,1031	0,95	9,24
5. Reiseflug	0,0332	0,0015	0,0208	0,0554	0,53	9,54
6. Sinkflug	0,0326	0,0015	0,0098	0,0439	0,36	8,29
7. Landeanflug	0,0338	0,0015	0,2387	0,2740	1,79	6,54
8. Durchstarten	0,0341	0,0015	0,0618	0,0973	0,91	9,37
9. Warteschleife	0,0333	0,0015	0,0226	0,0573	0,55	9,62

Die berechneten Widerstandsbeiwerte erscheinen plausibel, da sie dem zu erwartenden aerodynamischen Trend entsprechen. Insbesondere die Widerstandsbeiwerte für Start, Steigflug und Landeanflug sind auf die in diesen Flugphasen erforderlichen höheren Auftriebsbeiwerte zurückzuführen. Dies ist sowohl auf den definierten Anstellwinkel als auch auf die hohe Steigrate zurückzuführen. Am deutlichsten wird dieser Effekt im Landeanflug, wo der höchste Gesamtwiderstandsbeiwert von  $C_D = 0,2680$  erreicht wird. Dies ist aus aerodynamischer Sicht plausibel, da der erhöhte Auftriebsbedarf ein langsames und kontrolliertes Absinken ermöglicht, gleichzeitig aber einen hohen induzierten Widerstand verursacht. Dabei ist zu beachten, dass bei der vorliegenden Betrachtung der oben genannten Flugphasen keine Hochauftriebshilfen berücksichtigt werden, die in der Praxis unabdingbar sind. Andernfalls wären sowohl der Auftriebsanteil als auch der Widerstandsanteil deutlich höher. In der Praxis führt der Einsatz von Hochauftriebshilfen, wie z.B. ausgefahrene Klappen während der Start- und Landephase, zu einer deutlichen Erhöhung des Auftriebs- und folglich auch des Widerstandes.

Für eine zuverlässige Validierung der ermittelten aerodynamischen Kenngrößen müssten konkrete Herstellerdaten vorliegen, die das reale Flugverhalten des Ultraleichtflugzeugs möglichst genau abbilden. Solche Daten könnten z.B. aus Flugleistungsdiagrammen oder Messungen aus realen Flugversuchen stammen und würden eine direkte Vergleichsbasis zu den berechneten Werten liefern.

Derzeit sind jedoch keine Aerodynamikdaten des Herstellers verfügbar, so dass eine Validierung der Berechnungsergebnisse nicht möglich ist. Durch diese fehlende Datenbasis wird die Aussagekraft der ermittelten Ergebnisse in Bezug auf das reale Flugverhalten und die Übertragbarkeit der Simulationsergebnisse auf den praktischen Betrieb des Ultraleichtflugzeugs erheblich eingeschränkt.

#### **4.1.2 Auswertung des erforderlichen Mindestschub**

Ausgehend von den ermittelten aerodynamischen Kenngrößen des Ultraleichtflugzeugs kann der erforderliche Mindestschub für das Missionsprofil ermittelt werden. Die Tab. 4.2 zeigt die erforderlichen Mindestschübe für die einzelnen Flugphasen sowie die entsprechenden Einflussgrößen.

Auch die berechneten Mindestschübe erscheinen plausibel, da sie dem zu erwartenden Trend entsprechen. Das Schubmaximum tritt in der Startphase auf, in der mehrere Einflussgrößen eine entscheidende Rolle spielen. Dazu gehören die zur Verfügung stehende Startstrecke, die durch den Reibungskoeffizienten beschriebene Bodenbeschaffenheit sowie der Anstellwinkel während des Abhebens. Diese bestimmen maßgeblich den Startschub, der erforderlich ist, um den notwendigen Auftrieb zu erzeugen und die vorgegebene Startstrecke einzuhalten.

Auch in der Steigflugphase bleibt der erforderliche Schubbedarf erhöht, da hier zusätzliche Energie aufgewendet werden muss, um den erforderlichen Höhengewinn zu erzielen. Der Schubbedarf wird dabei maßgeblich von der gewählten Fluggeschwindigkeit und der Steigrate beeinflusst.

In den horizontalen Flugphasen, insbesondere im Reiseflug und in der Warteschleife, wird dagegen nur der Schub benötigt, der zur Überwindung des aerodynamischen Gesamtwiderstandes erforderlich ist. Dieser Widerstand wird im Wesentlichen durch die Fluggeschwindigkeit, die Flugzeuggeometrie und die maximale Startmasse bestimmt. Um den Schubbedarf in diesen Flugphasen zu verringern oder zu erhöhen, müssten grundlegende Modifikationen an der Flugzeuggeometrie oder an der Startmasse des Ultraleichtflugzeugs vorgenommen werden.

Abschließend ist anzumerken, dass die berechneten Mindestwerte auf den gewählten Modellannahmen basieren. In der Praxis können diese Werte durch verschiedene Einstellungs- und Umgebungsfaktoren erheblich beeinflusst werden. Faktoren wie Luftdruck, Temperatur, Windverhältnisse sowie Änderungen der Klappenstellung oder des Anstellwinkels haben einen direkten Einfluss auf den tatsächlichen Schubbedarf.

**Tabelle 4.2:** Erforderlicher Mindestschub in den Flugphasen des Missionsprofils

Missionsprofil	$T_{\min}$	Variable Parameter
1. Rollen	172,76 N	Reibungskoeffizient $\mu$
2. Start	1651,30 N	Reibungskoeffizient $\mu$ , Startstrecke $S_G$ , Anstellwinkel $\alpha$
3. Anfangssteigflug	1443,67 N	Steigrate $V_v$ , Fluggeschwindigkeit $V$
4. Steigflug	1119,06 N	Steigrate $V_v$ , Fluggeschwindigkeit $V$
5. Reiseflug	616,70 N	-
6. Sinkflug	464,77 N	Sinkrate $V_v$ , Fluggeschwindigkeit $V$
7. Landeanflug	115,59 N	-
8. Durchstarten	1443,67 N	Steigrate $V_v$ , Fluggeschwindigkeit $V$
9. Warteschleife	595,48 N	-

### 4.1.3 Leistungsanforderungen für verschiedene Fluggeschwindigkeiten

Aus dem berechneten Schub kann unter Berücksichtigung der jeweiligen Fluggeschwindigkeit und des Propellerwirkungsgrades die erforderliche Leistung ermittelt werden. Da die Fluggeschwindigkeit variabel ist, erfolgt eine detaillierte Untersuchung der möglichen Geschwindigkeiten und des daraus resultierenden Leistungsbedarfs.

In der Tab. 4.3 sind die Fluggeschwindigkeiten in Kilometern pro Stunde und die entsprechenden Leistungsanforderungen in Kilowatt angegeben. Zur besseren Veranschaulichung sind die minimalen und maximalen Geschwindigkeiten für das Missionsprofil des Ultraleichtflugzeugs farblich codiert - von grün (minimal) bis rot (maximal). Die maximal verfügbare Antriebsleistung ist dunkelrot hervorgehoben.

**Tabelle 4.3:** Leistungsanforderungen des Ultraleichtflugzeugs für verschiedene Fluggeschwindigkeiten

1. Rollen		2. Start		3. Anfangssteigflug		4. Steigflug		5. Reiseflug		6. Sinkflug		7. Landeanflug		8. Durchstarten		9. Warteschleife	
[km/h]	[kW]	[km/h]	[kW]	[km/h]	[kW]	[km/h]	[kW]	[km/h]	[kW]	[km/h]	[kW]	[km/h]	[kW]	[km/h]	[kW]	[km/h]	[kW]
18,00	1,23	74,99	49,14	74,99	42,96	74,99	33,30	90,97	18,33	90,97	13,82	74,99	2,83	74,99	42,96	90,97	18,08
21,60	1,48	75,60	49,54	79,20	45,37	79,20	35,17	97,20	19,59	97,20	14,76	75,60	2,86	79,20	45,37	97,20	19,32
25,20	1,73	79,20	51,90	82,80	47,43	82,80	36,77	104,40	21,04	104,40	15,86	79,20	2,99	82,80	47,43	104,40	20,75
28,80	1,97	82,80	54,26	86,40	49,50	86,40	38,37	111,60	22,49	111,60	16,95	82,80	3,13	86,40	49,50	111,60	22,18
32,40	2,22	86,40	56,62	90,00	51,56	90,00	39,97	118,80	23,94	118,80	18,04	86,40	3,26	90,00	51,56	118,80	23,61
36,00	2,47	90,00	58,97	93,60	53,62	93,60	41,56	126,00	25,39	126,00	19,14	90,00	3,40	93,60	53,62	126,00	25,04
39,60	2,71	93,60	61,33	97,20	55,68	97,20	43,16	133,20	26,85	133,20	20,23	93,60	3,54	97,20	55,68	133,20	26,48
43,20	2,96	97,20	63,69	100,80	57,75	100,80	44,76	140,40	28,30	140,40	21,32	97,20	3,67	100,80	57,75	140,40	27,91
46,80	3,21	100,80	66,05	104,40	59,81	104,40	46,36	147,60	29,75	147,60	22,42	100,80	3,81	104,40	59,81	147,60	29,34
50,40	3,46	104,40	68,41	108,00	61,87	108,00	47,96	154,80	31,20	154,80	23,51	104,40	3,94	108,00	61,87	154,80	30,77
54,00	3,70	108,00	70,77	111,60	63,93	111,60	49,56	162,00	32,65	162,00	24,61	108,00	4,08	111,60	63,93	162,00	32,20
57,60	3,95	111,60	73,13	115,20	66,00	115,20	51,16	169,20	34,10	169,20	25,70			115,20	66,00	169,20	33,63
61,20	4,20	112,17	73,50	118,80	68,06	118,80	52,76	176,40	35,55	176,40	26,79			118,80	68,06	176,40	35,06
64,80	4,44			122,40	70,12	122,40	54,35	183,60	37,00	183,60	27,89			120,45	69,00	183,60	36,49
68,40	4,69			126,00	72,18	126,00	55,95	190,80	38,45	190,80	28,98					190,80	37,92
72,00	4,94			128,30	73,50	129,60	57,55	198,00	39,91	198,00	30,07					198,00	39,36
						133,20	59,15	205,20	41,36	205,20	31,17					205,20	40,79
						136,80	60,75	212,40	42,81	212,40	32,26					212,40	42,22
						140,40	62,35	219,60	44,26	219,60	33,35					219,60	43,65
						144,00	63,95	226,80	45,71	226,80	34,45					226,80	45,08
						147,60	65,54	234,00	47,16	234,00	35,54					234,00	46,51
						151,20	67,14	241,20	48,61	241,20	36,64					241,20	47,94
						154,80	68,74	244,80	49,34	244,80	37,18					244,80	48,66
						158,40	70,34										
						162,00	71,94										
						165,51	73,50										

Der Geschwindigkeitsbereich des Ultraleichtflugzeugs wird durch die Markierungen auf dem Fahrtmesser im Cockpit bestimmt. Der grüne Bereich des Fahrtmessers zeigt Geschwindigkeiten zwischen 83 km/h und 206 km/h an (Indicated Airspeed, IAS). Diese Messwerte müssen

jedoch auf kalibrierte Geschwindigkeiten (Calibrated Airspeed, CAS) korrigiert werden, um Einbaufehler des Geschwindigkeitsmessers zu berücksichtigen. Nach dieser Korrektur ergibt sich ein relevanter Geschwindigkeitsbereich von 90,97 km/h bis 245 km/h (CAS).

Die Mindestgeschwindigkeit bei voll ausgefahrenen Klappen beträgt  $V_{S0} = 74,99$  km/h. Dieser Wert stellt die Untergrenze für die Startphase, den Steigflug, den Sinkflug und den Landeanflug dar. Die Überziehgeschwindigkeit mit eingefahrenen Klappen  $V_{S1} = 90,97$  km/h dagegen legt die Mindestgeschwindigkeit für den Reiseflug sowie für die Warteschleife fest.

In der Start- und Steigflugphase wird die Höchstgeschwindigkeit in erster Linie durch die verfügbare Motorleistung begrenzt. Zur Bestimmung der erforderlichen Leistung wird jedoch zunächst die erforderliche Wellenleistung berechnet. Diese kann unter Berücksichtigung des Getriebewirkungsgrades in die tatsächliche Motorleistung umgerechnet werden. Für den verwendeten Rotax 912ULS mit einem Übersetzungsverhältnis von 2,43:1 wird der Getriebewirkungsgrad auf ca. 97-98 % geschätzt. Da dieser Wirkungsgrad jedoch nur einen geringen Einfluss auf die Gesamtleistung des Ultraleichtflugzeugs hat, wird er in dieser Betrachtung vernachlässigt. Daher wird die im Motor- und Flughandbuch angegebene maximale Motorleistung von 73,5 kW direkt als verfügbare Wellenleistung angenommen [9] [10].

Für den regulären Reiseflug beträgt die zulässige Höchstgeschwindigkeit laut Flughandbuch 245 km/h (CAS). Nach Angaben des Herstellers sollte diese Geschwindigkeit jedoch nur bei ruhigen Wetterbedingungen und mit äußerster Vorsicht erreicht werden, da Turbulenzen oder Böen in diesem Geschwindigkeitsbereich zu einer strukturellen Überlastung führen können [9].

Auf der Grundlage der definierten Geschwindigkeitsbereiche können die für das Missionsprofil erforderlichen Leistungsparameter bestimmt werden. Für den Reiseflug wird eine Geschwindigkeit von 151,2 km/h und eine Leistung von 30 kW angenommen, was etwa 55 % der verfügbaren 65 kW entspricht. Die errechnete Mindestleistung von 30 kW stimmt weitgehend mit den Herstellerangaben überein und erlaubt eine realistische Einschätzung der Einsatzbedingungen für die weitere Missionsprofilerstellung [10].

Die nachfolgende Tab. 4.4 enthält eine Zusammenfassung der verwendeten Fluggeschwindigkeiten sowie des Propellerwirkungsgrades. Letzterer basiert zum einen auf Angaben des Herstellers und zum anderen auf eigenen Annahmen.

**Tabelle 4.4:** Übersicht des Definierten Fluggeschwindigkeiten, Propellerwirkungsgrad und entsprechender Leistung

Missionsprofil	Geschwindigkeit $V$	$\eta_{\text{prop}}$	$P_{\text{shaft}}$
1. Rollen	72,00 km/h	0,70	4,90 kW
2. Start	97,48 km/h	0,70	63,88 kW
3. Anfangssteigflug	110,02 km/h	0,70	63,03 kW
4. Steigflug	110,02 km/h	0,70	48,85 kW
5. Reiseflug	151,20 km/h	0,85	30,47 kW
6. Sinkflug	180,00 km/h	0,85	27,34 kW
7. Landeanflug	97,48 km/h	0,85	4,47 kW
8. Durchstarten	110,02 km/h	0,70	63,03 kW
9. Warteschleife	144,00 km/h	0,85	28,01 kW

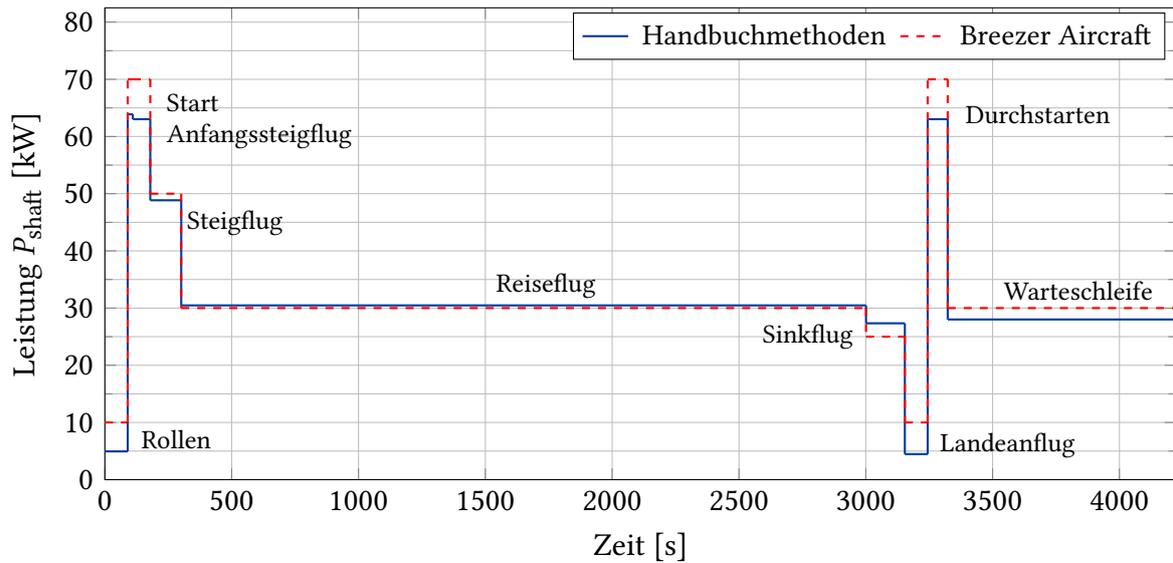
#### 4.1.4 Erstellung des Missionsprofils

Abschließend kann die Validierung der mit den Handbuchmethoden ermittelten Leistungsparameter gegenüber den Herstellerangaben erfolgen. In Abb. 4.1 sind die mit den Handbuchmethoden ermittelten Mindestleistungen im Vergleich zu den Herstellerangaben über die Zeit aufgetragen.

Es zeigt sich, dass die Handbuchmethoden eine hohe Korrelation mit den Herstellerangaben aufweisen. In der Startphase wird unter den getroffenen Modellannahmen ein etwas geringerer Schub ermittelt. Dieser könnte jedoch unter Berücksichtigung der in Tab.?? aufgeführten variablen Parameter angenähert werden.

Im Anfangssteigflug und beim Durchstarten werden die vom Hersteller vorgegebenen Steigraten bereits eingehalten. Hier wäre es jedoch wahrscheinlich erforderlich, höhere Fluggeschwindigkeiten zu wählen (vgl. Tab. 4.3). Die Flugphasen des Rollens und des Landeanflugs weisen hingegen deutliche Abweichungen auf, da sowohl die Herstellerangaben als auch die Handbuchmethoden auf Abschätzungen und Annahmen basieren.

Insgesamt können die Leistungsangaben des UL-Herstellers als valide angesehen werden, da die erzielten Ergebnisse durch die Handbuchmethoden weitestgehend bestätigt werden.



**Abbildung 4.1:** Missionsprofil mit Handbuchmethode, dargestellt sind die Leistungsdaten des Herstellers im Vergleich zur Handbuchmethode in den jeweiligen Flugphasen

## 4.2 Diskussion der Ergebnisse: SUAVE

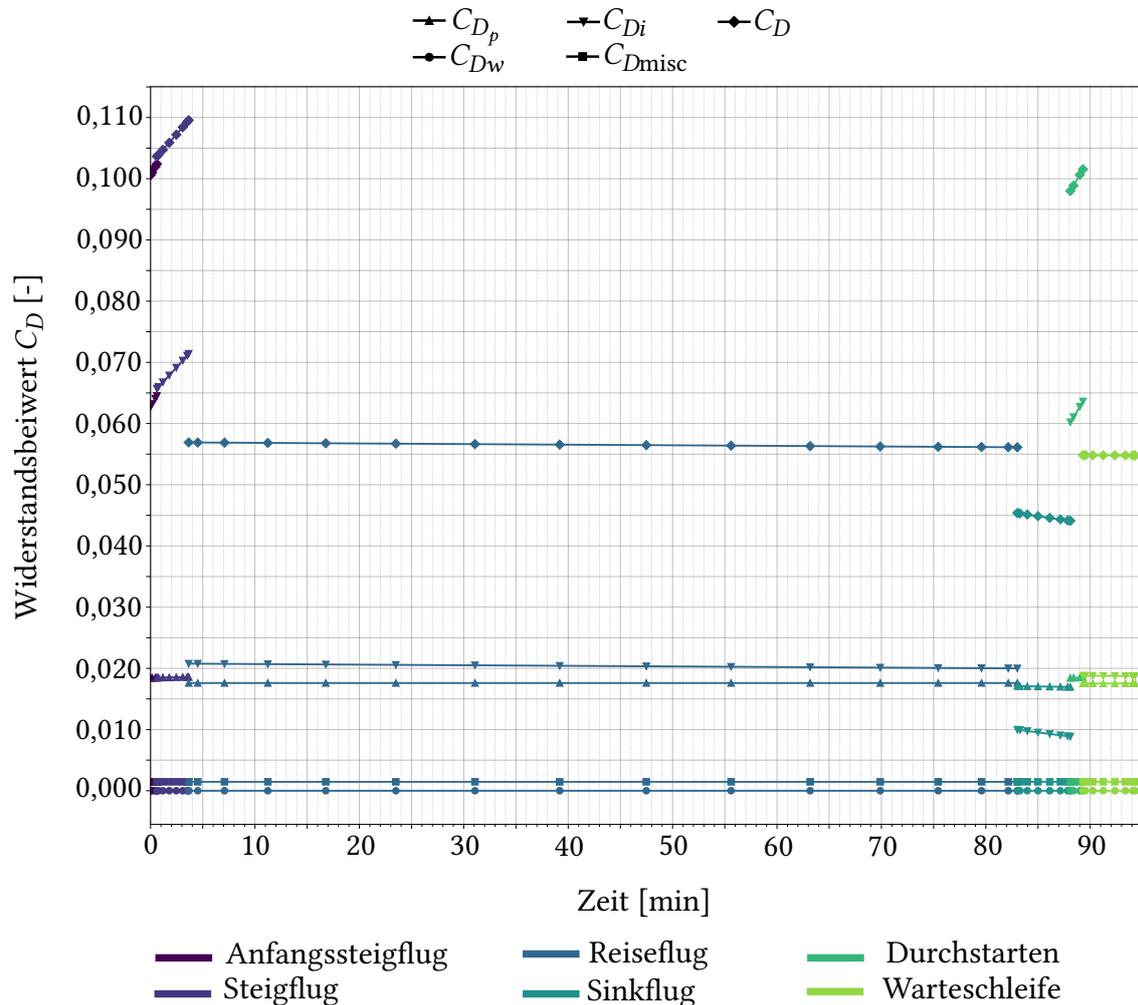
### 4.2.1 Auswertung der aerodynamischen Analysen

Analog zu den Ergebnissen der Handbuchmethoden erfolgt eine Betrachtung der mit SUAVE ermittelten aerodynamischen Kenngrößen. Die Abb. 4.2 stellt die einzelnen aerodynamischen Widerstandskomponenten während der simulierten Mission dar. Zur Verdeutlichung sind die einzelnen Widerstandskomponenten des Ultraleichtflugzeugs mit unterschiedlichen Symbolen und das definierte Missionsprofil farblich gekennzeichnet.

Es ist deutlich zu erkennen, dass die Flugphasen Roll-, Start- und Landephase nicht simuliert werden konnten. Während die Rollphase in SUAVE grundsätzlich nicht vorgesehen ist, sind die Start- und Landephase zwar in der Verzeichnisstruktur von SUAVE hinterlegt, aber derzeit nicht funktionsfähig. Daher beschränkt sich die Analyse auf die flugmechanischen Phasen des Missionsprofils. Die ermittelten Widerstandswerte zeigen eine nahezu vollständige Übereinstimmung mit den Ergebnissen der Handbuchmethoden. Dies gilt sowohl für die Profilwiderstände als auch für die induzierten und sonstigen Widerstände. Der Wellenwiderstandsanteil ist ebenfalls dargestellt und erwartungsgemäß Null, da SUAVE aufgrund der geringen Machzahl keine Wellenwiderstände berücksichtigt.

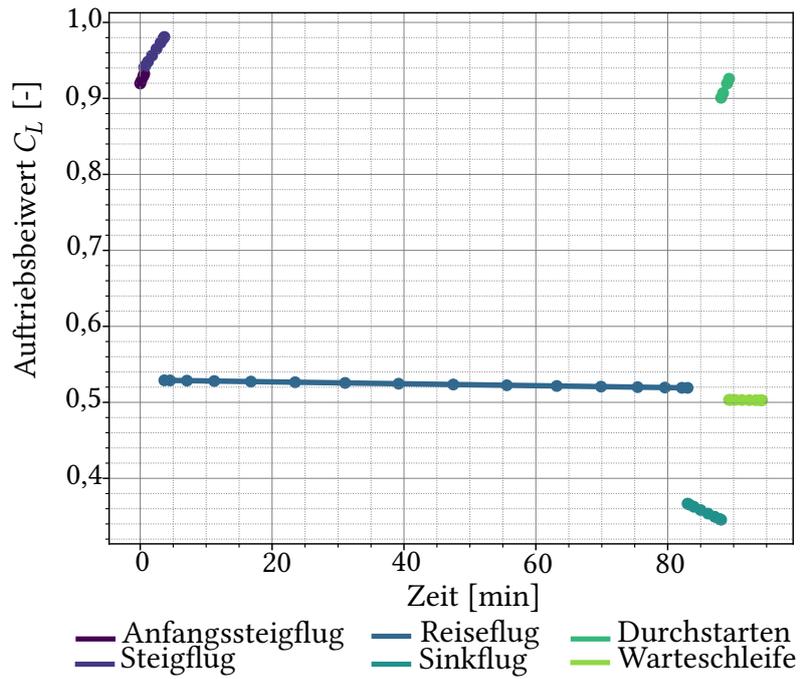
Ein wichtiges Detail ist, dass der Fahrwerkswiderstandsanteil nicht explizit im Profilwiderstand enthalten ist. Stattdessen wird dieser separat als Widerstandsfaktor manuell in die

Berechnung des Gesamtwiderstandes mit einbezogen. Aufgrund der identischen Berechnungsmethodik zwischen den Handbuchmethoden und SUAVE wird auf eine weitere Interpretation der Ergebnisse verzichtet.

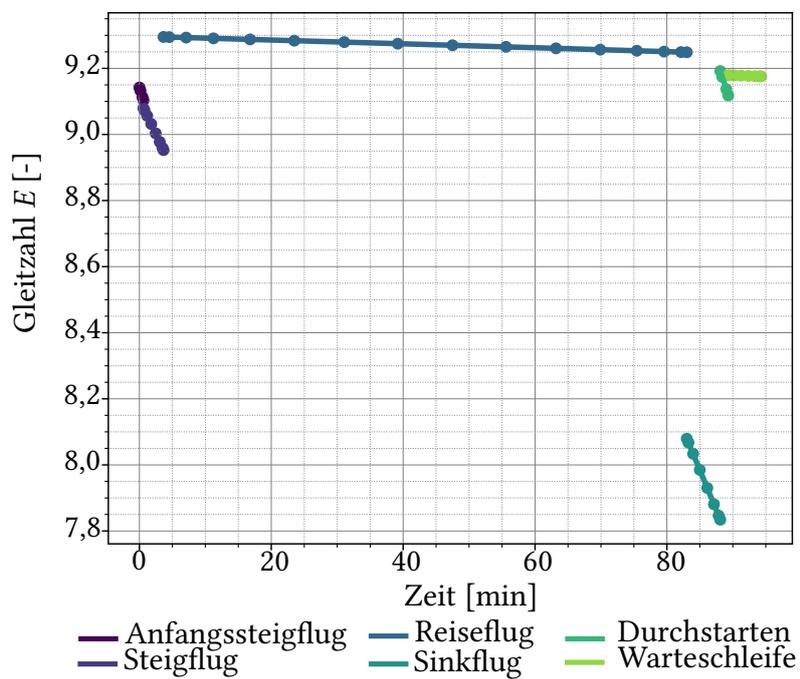


**Abbildung 4.2:** Widerstandsanalyse mit SUAVE, dargestellt sind die verschiedenen Widerstandskomponenten des Ultraleichtflugzeugs über der Mission

Nachfolgend werden die mit SUAVE berechneten Auftriebsbeiwerte und Gleitzahlen ausgewertet. Die Abb. 4.3 – Abb. 4.4 zeigen die mit berechneten Auftriebsbeiwerte und Gleitzahlen des Ultraleichtflugzeugs über die Missionsdauer. Während im Reiseflug der Auftriebsbeiwert relativ konstant bleibt, treten im Steig- und Sinkflug größere Änderungen auf, die sich unmittelbar auf die Gleitzahl auswirken. Dies ist auf den in SUAVE berücksichtigten Treibstoffverbrauch zurückzuführen. SUAVE berücksichtigt diesen während der Missionsdauer, was sich direkt auf die Flugzeugmasse des Ultraleichtflugzeugs auswirkt. Dies wiederum beeinflusst die Auftriebskraft und somit den Widerstand.



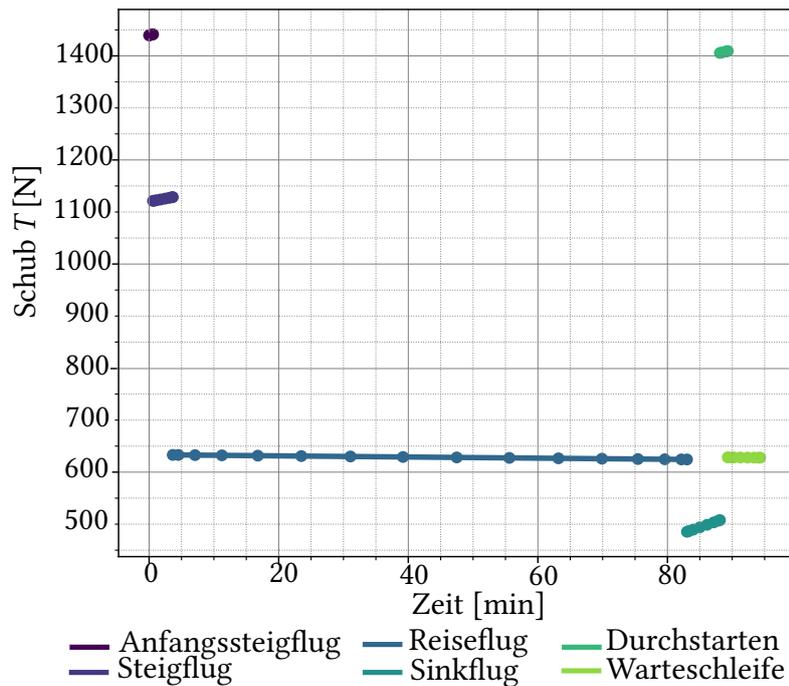
**Abbildung 4.3:** Auftriebsanalyse mit SUAVE, dargestellt ist der Auftriebsbeiwert des Ultraleichtflugzeugs über der Mission



**Abbildung 4.4:** Aerodynamische Effizienz mit SUAVE, dargestellt ist die Gleitzahl des Ultraleichtflugzeugs über der Mission

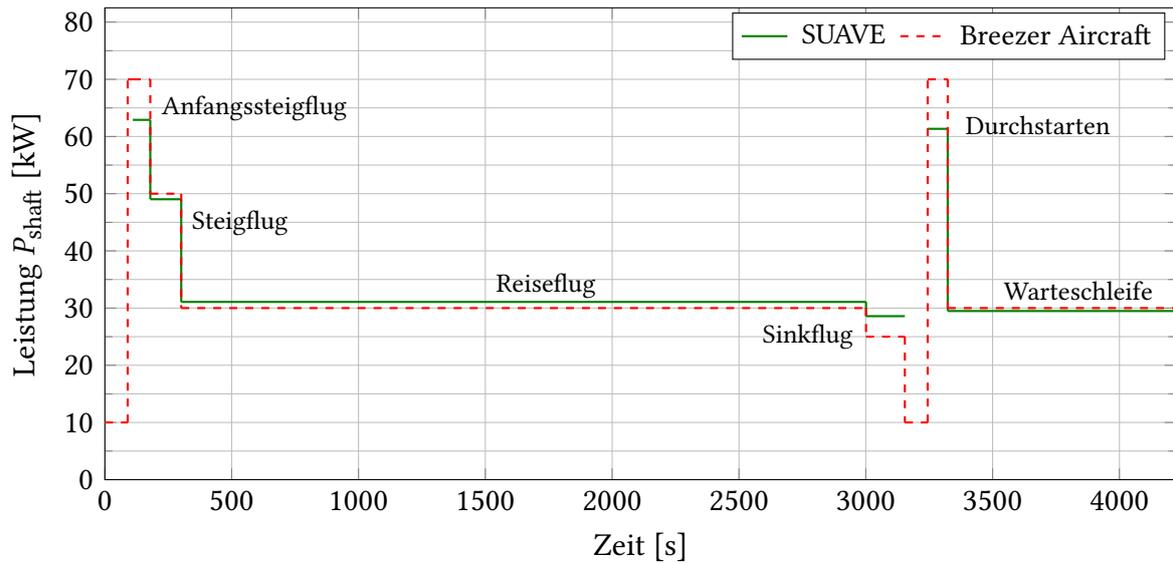
## 4.2.2 Auswertung der Schub- und Leistungsdaten

In der folgenden Analyse werden der erzeugte Schubverlauf und das daraus resultierende Leistungsprofil mit SUAVE betrachtet. Die in Abb. 4.5 dargestellten Ergebnisse zeigen, dass die mit SUAVE generierten Schubwerte im Vergleich zu den bereits mit den Handbuchmethoden berechneten Schubwerten konsistente Ergebnisse liefern, was die Plausibilität der Ergebnisse bestätigt.



**Abbildung 4.5:** Erforderlicher Schub für die Mission, generiert mit SUAVE

Da die Berechnung der Leistung für den spezifizierten Antriebsstrang in SUAVE nicht möglich ist, wird die Leistung aus den ermittelten Schubwerten unter Berücksichtigung der jeweiligen Fluggeschwindigkeit und des Propellerwirkungsgrades manuell ermittelt. Die ermittelten Leistungswerte zeigen eine hohe Übereinstimmung mit den Herstellerangaben, wie in Abb. 4.6 dargestellt. SUAVE wird in diesem Zusammenhang als eine sehr gute Methode zur Erstellung eines Missionsprofils bestätigt, wobei jedoch einige Einschränkungen hinsichtlich der verfügbaren Flugphasen zu berücksichtigen sind.



**Abbildung 4.6:** Missionsprofil mit SUAVE-Ergebnissen, dargestellt sind die Leistungsdaten des Herstellers im Vergleich zu den SUAVE-Ergebnissen in den simulierbaren Flugphasen

### 4.3 Abweichung zwischen Handbuchmethoden & SUAVE

Die nachfolgende Tab. 4.5 stellt die Abweichungen der aerodynamischen Kenngrößen und der daraus resultierenden Schubwerte zwischen den Handbuchmethoden und den mit SUAVE berechneten Werten dar.

**Tabelle 4.5:** Vergleich der aerodynamischen Kennwerte und des Schubbedarfs zwischen Handbuchmethoden und SUAVE

Missionsprofil	$\Delta C_D$	$\Delta C_L$	$\Delta E$	$\Delta T$
Anfangssteigflug	0,27%	1,59%	1,76%	0,18%
Steigflug	0,66%	1,16%	1,73%	0,35%
Reiseflug	2,45%	0,03%	2,58%	1,99%
Sinkflug	2,07%	0,62%	2,51%	4,57%
Durchstarten	0,70%	0,93%	1,92%	2,68%
Warteschleife	4,37%	8,58%	4,65%	5,29%

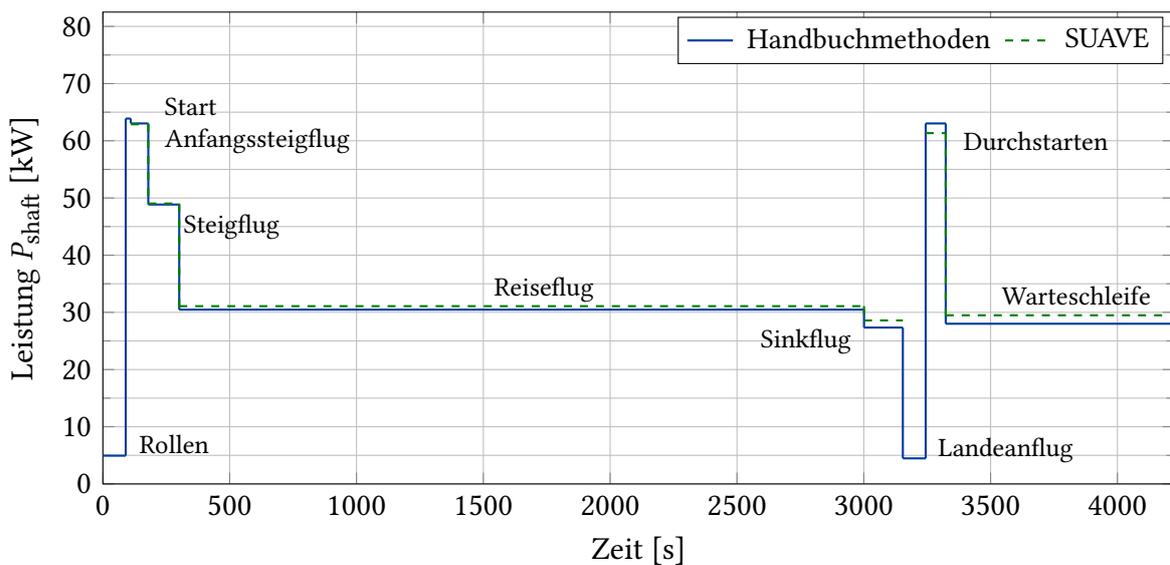
Die Ergebnisse zeigen, dass die Abweichungen der aerodynamischen Widerstands- und Auftriebsbeiwerte zwischen den untersuchten Methoden insgesamt gering ausfallen. Dies

war zu erwarten, da in beiden Fällen die gleichen Widerstandsanalysen durchgeführt wurden. Der wesentliche Unterschied zwischen den Methoden liegt in der Berechnung des Auftriebs.

Trotz unterschiedlicher Ansätze zur Auftriebsanalyse sind die Abweichungen in der Berechnung des Auftriebsbeiwerts minimal. Dies ist möglicherweise auf die einfache Flügelgeometrie sowie auf geeignete Modellannahmen zurückzuführen, die eine konsistente Erfassung der aerodynamischen Eigenschaften in beiden Methoden ermöglichen.

Lediglich in der Flugphase der Warteschleife treten größere Abweichungen auf. Dies ist vermutlich darauf zurückzuführen, dass der in SUAVE berücksichtigte Treibstoffverbrauch zu einer kontinuierlichen Reduktion der Flugzeugmasse führt, während in den Berechnungen der Handbuchmethode kein Gewichtsverlust berücksichtigt wurde. Dadurch verringert sich im Missionsverlauf die erforderliche Auftriebskraft, was wiederum Einfluss auf die aerodynamischen Koeffizienten sowie die Leistungsanforderungen hat. Alternativ könnten auch implizite Annahmen oder Berechnungsschritte in der Missionsprofildefinition von SUAVE enthalten sein, die nicht eindeutig dokumentiert oder nachvollziehbar sind und somit zu Abweichungen von der erwarteten Missionscharakteristik führen.

Die Abb. 4.7 stellt die ermittelten Missionsprofile einander gegenüber und ermöglicht einen direkten Leistungsvergleich zwischen Handbuchmethoden und SUAVE.

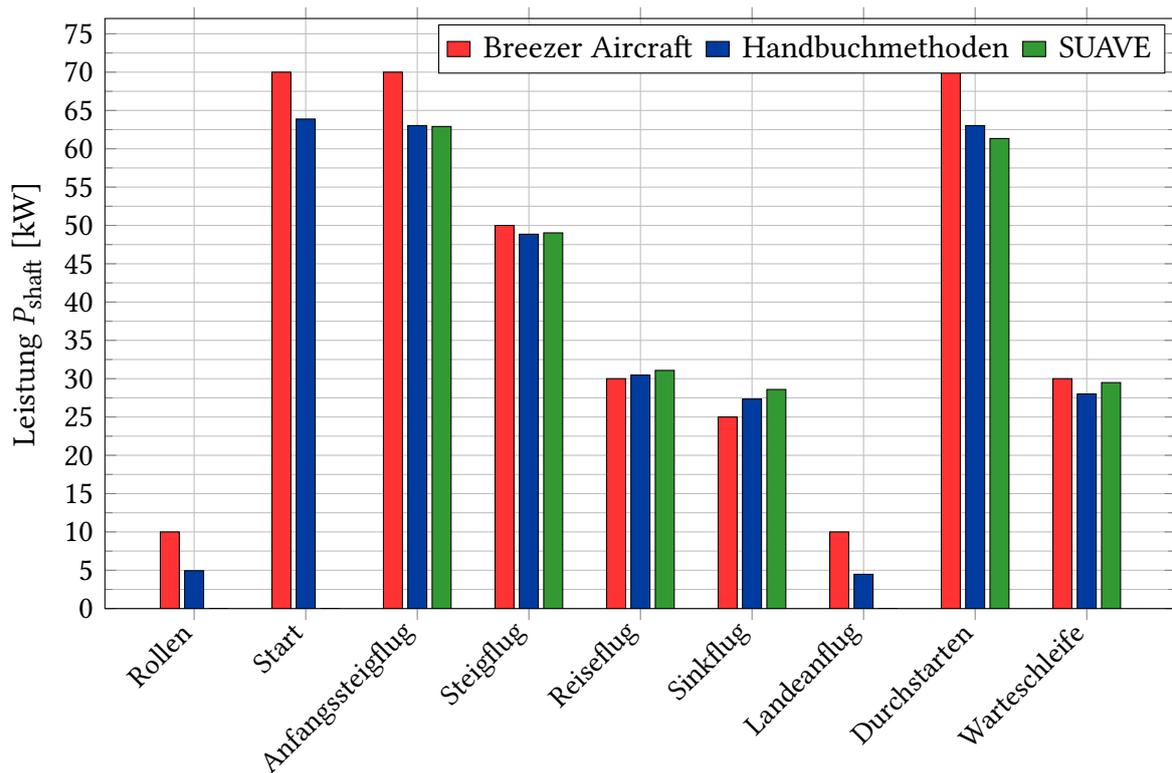


**Abbildung 4.7:** Gegenüberstellung der ermittelten Missionsprofile mit Handbuchmethoden und SUAVE

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die Ergebnisse der Handbuchmethode und der SUAVE-Methode eine hohe Übereinstimmung aufweisen. Die ermittelten Abweichungen zwischen den beiden Methoden liegen überwiegend unter 3 %, was die Validität der berechneten aerodynamischen und leistungsbezogenen Kenngrößen bestätigt. Diese geringe Varianz unterstreicht die Eignung beider Ansätze zur realitätsnahen Abbildung des Missionsprofils und zur präzisen Bestimmung der Leistungsanforderungen.

## 4.4 Validierung des Missionsprofil

Abschließend erfolgt ein Gesamtvergleich der Leistungsdaten zwischen den gewählten Methoden und den Herstellerangaben. Die Abb. 4.8 stellt die erforderlichen Leistungen der unterschiedlichen Flugphasen dar. Die durchgeführte Untersuchung bestätigt, dass die Handbuchmethoden eine zuverlässige Abschätzung der Leistungsanforderungen im gesamten Missionsprofil ermöglichen. Im Gegensatz dazu führt SUAVE in den flugmechanisch relevanten Phasen zu vergleichbaren Ergebnissen, ist aber aufgrund modellbedingter Einschränkungen nicht vollständig anwendbar.



**Abbildung 4.8:** Vergleich der Leistungswerte zwischen Handbuchmethode, SUAVE und Herstellerangaben

# 5 Zusammenfassung und Ausblick

Das abschließende Kapitel fasst die wesentlichen Erkenntnisse der Arbeit zusammen und gibt eine kritische Einschätzung ihrer Aussagekraft. Darüber hinaus wird ein Ausblick auf weiterführende Untersuchungen gegeben, die sich aus den gewonnenen Ergebnissen ableiten lassen. Insbesondere wird das Potenzial zukünftiger Simulationenmethoden sowie die Notwendigkeit detaillierterer Analysen zur Optimierung hybrid-elektrischer Antriebssysteme diskutiert.

## 5.1 Zusammenfassung der Arbeit

Die Ergebnisse dieser Arbeit zeigen, dass die mit den Handbuchmethoden ermittelten aerodynamischen Kenngrößen im Rahmen der getroffenen Modellannahmen plausibel sind und eine zuverlässige Basis für die Bestimmung des Missionsprofils darstellen. Mit SUAVE konnte das Missionsprofil realistisch abgebildet werden, wenn auch mit Einschränkungen in einzelnen Flugphasen. Trotz dieser Einschränkungen zeigte der Vergleich zwischen Handbuchmethoden und SUAVE eine hohe Korrelation hinsichtlich der Widerstands- und Auftriebsanalyse und der Leistungsanforderungen. Die gewonnenen Forschungsergebnisse bilden eine wichtige Grundlage für weiterführende Untersuchungen im Verbundprojekt BeHyPSy, insbesondere im Hinblick auf die Integration hybrid-elektrischer Antriebssysteme auf Wasserstoffbasis. Sie ermöglichen ein fundiertes Verständnis der aerodynamischen Auswirkungen der Modifikationen und liefern wertvolle Beiträge zur Optimierung der Betriebsstrategie sowie zur exakten Dimensionierung des Antriebsstrangs.

## 5.2 Kritische Bewertung der Ergebnisse

Die im Rahmen der Arbeit formulierten Forschungsfragen wurden wie folgt beantwortet:

1. **Welche aerodynamischen Kennwerte besitzt das betrachtete Ultraleichtflugzeug?**

Die aerodynamischen Kennwerte des Ultraleichtflugzeugs wurden sowohl mit Handbuchmethoden als auch mit SUAVE ermittelt. Die Ergebnisse zeigen, dass die ermittelten

Widerstands- und Auftriebsbeiwerte innerhalb der zu erwarteten Wertebereiche liegen und eine zuverlässige Grundlage für die Missionsprofilanalyse darstellen.

**2. Wie können diese in SUAVE berücksichtigt werden?**

Die Erstellung des Ultraleichtflugzeugs und die Implementierung der aerodynamischen Parameter in SUAVE sind erfolgreich verlaufen. Die aerodynamischen Kenngrößen sowie die Schub- und Leistungsdaten liefern plausible Ergebnisse, wobei SUAVE bei der Simulation des Missionsprofils Einschränkungen aufweist.

**3. Welche Kennwerte des Flugzeugs werden für die Erstellung eines Missionsprofils benötigt?**

Zur Erstellung eines Missionsprofils wurden insbesondere die aerodynamischen Kenngrößen wie Widerstand und Auftrieb sowie der Schubbedarf berücksichtigt. Diese Werte sind für die Bestimmung der Leistungsanforderungen in den verschiedenen Flugphasen von zentraler Bedeutung.

**4. Sind die vom Flugzeughersteller angegebenen Leistungsangaben realistisch?**

Der Vergleich zwischen den Herstellerangaben und verwendeten Methoden zeigt im Wesentlichen eine sehr hohe Korrelation. Die auftretenden Abweichungen sind möglicherweise auf die angenommenen Wirkungsgrade bzw. Getriebewirkungsgrade zurückzuführen. Darüber hinaus sind die Abweichungen für die Flugphasen Rollen und Landeanflug dadurch zu erklären, dass diese auf vereinfachten Annahmen und Abschätzungen basieren.

Zusammenfassend bestätigen die Berechnungsergebnisse jedoch weitgehend die Leistungsangaben des Herstellers, was die Plausibilität der Ergebnisse bestätigt.

## **5.3 Ausblick: Potenziale für zukünftige Arbeiten**

### Erweiterung der Simulation in SUAVE / RCAIDE

Die Weiterentwicklung von Simulationswerkzeugen für hybride Antriebssysteme eröffnet ein großes Potenzial für zukünftige Forschungsarbeiten. SUAVE hat sich in dieser Arbeit als leistungsfähiges Werkzeug zur Simulation und Analyse von Missionsprofilen des Ultraleichtflugzeugs mit konventionellem Antrieb erwiesen. Es ermöglicht die Abschätzung aerodynamischer und leistungsrelevanter Parameter in guter Übereinstimmung mit den Herstellerangaben und bietet eine wertvolle Grundlage für weiterführende Untersuchungen. Durch entsprechende Modellanpassungen kann SUAVE auch für erste Abschätzungen des Brennstoffzellenkonzepts verwendet werden. Dies würde eine detaillierte Bewertung der aerodynamischen und energetischen Auswirkungen ermöglichen und die Optimierung des Gesamtsystems unterstützen.

Obwohl SUAVE bereits umfangreiche Möglichkeiten zur Simulation und Analyse von Missionsprofilen bietet, zeigt SUAVE dennoch Einschränkungen und Schwächen in der Simulation. Um diese Einschränkungen zu überwinden und weitergehende Modellierungsansätze zu integrieren, wird derzeit mit „RCAIDE“ (Research and Conceptual Aerospace Integrated Design Environment) ein direkter Open-Source-Nachfolger von SUAVE entwickelt. RCAIDE baut auf der bestehenden Struktur von SUAVE auf, erweitert diese jedoch signifikant und adressiert gezielt bekannte Schwachstellen. Dabei werden alle bestehenden Funktionalitäten erhalten und gleichzeitig erweiterte Analyse- und Optimierungswerkzeuge bereitgestellt, die insbesondere für komplexe hybride Luftfahrtsysteme von Vorteil sind. Es basiert auf validierten ingenieurwissenschaftlichen Methoden und integriert multidisziplinäre Analyserwerkzeuge, die speziell auf moderne hybridelektrische Luftfahrzeuge ausgerichtet sind [24].

RCAIDE könnte daher für zukünftige Forschungsarbeiten eine wertvolle Ergänzung oder Alternative darstellen, um hybride Luftfahrtkonzepte genauer zu untersuchen und Optimierungspotenziale weiter auszuschöpfen.

#### Modifikation der Triebwerksverkleidung

Ein wesentlicher Bestandteil des BeHyPSy-Projekts ist die Optimierung des Luftauslasses an der Triebwerksverkleidung, um eine effiziente Kühlung des Brennstoffzellensystems zu gewährleisten, ohne den Gesamtwiderstand signifikant zu erhöhen. Die aerodynamischen Auswirkungen der Modifikation müssen demnach genau abgeschätzt werden, da sie den Gesamtwiderstand und damit die Leistungsanforderungen beeinflussen. Verschiedene Konstruktionsvarianten sind hinsichtlich Strömungseigenschaften, Kühlleistung und aerodynamischer Effizienz zu untersuchen.

Da in der vorliegenden Arbeit der Einfluss der Triebwerksverkleidung auf den Widerstand nur über die benetzte Oberfläche berücksichtigt wird, sind weiterführende Untersuchungen notwendig, um die komplexen Strömungseffekte detailliert zu untersuchen. Daher liegt ein zukünftiger Forschungsschwerpunkt in der detaillierten Analyse der aerodynamischen Auswirkungen der Modifikation des Luftauslasses an der Triebwerksverkleidung. Dabei sind insbesondere die Wechselwirkungen zwischen der angepassten Geometrie der Triebwerksverkleidung und der Umströmung zu untersuchen, da diese den Gesamtwiderstand, die Kühlleistung und die aerodynamische Effizienz des Ultraleichtflugzeugs beeinflussen können.

Zur detaillierten Bewertung dieser Effekte sind neben numerischen Strömungssimulationen (CFD) auch experimentelle Untersuchungen im Windkanal erforderlich. CFD-Analysen ermöglichen die Identifikation kritischer Strömungsbereiche und potentieller Ablösungen unter verschiedenen Betriebsbedingungen, während Windkanalversuche zur Validierung der Simulationsergebnisse und zur Gewinnung realitätsnaher aerodynamischer Daten beitragen.

# Literatur

- [1] International Civil Aviation Organization Industry High Level Group, „Aviation Benefits Report 2019,“ Zitiert auf Seite 7, 2019, Zugriff am: 9. Februar 2025. Adresse: <https://www.icao.int/sustainability/Documents/AVIATION-BENEFITS-2019-web.pdf>.
- [2] Lee et al, „The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018,“ Zugriff am: 9. Februar 2025, Bd. 244, 2021, Zitiert auf Seite 3. DOI: 10.1016/j.atmosenv.2020.117834.
- [3] Adler Eytan J. und Martins Joaquim R. R. A., „Hydrogen-Powered Aircraft: Fundamental Concepts, Key Technologies, and Environmental Impacts,“ *Progress in Aerospace Sciences*, Zitiert auf Seiten 4, 6–7, 19, 2023, Zugriff am: 9. Februar 2025. DOI: 10.1016/j.paerosci.2023.100922.
- [4] Mukhopadhaya et al., „Performance analysis of regional electric aircraft,“ *International Council on Clean Transportation*, Zitiert auf Seite 6, 2022, Zugriff am: 9. Februar 2025. Adresse: <https://theicct.org/publication/global-aviation-performance-analysis-regional-electric-aircraft-jul22/>.
- [5] Clean Sky 2 Joint Undertaking et al., „Hydrogen-powered aviation - A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050,“ Zitiert auf Seiten 5–6, 2020, Zugriff am: 9. Februar 2025. DOI: 10.2843/471510.
- [6] Rohwer J., Albrecht T. u. a., „Modellbasierte Systementwicklung hybridelektrischer Antriebsstränge,“ *Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V.*, 2024, Zugriff am: 2. Februar 2025. DOI: 10.25967/630138.
- [7] *Deutsche Bauvorschrift LTF-UL 2019*, DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, Langen, 2019.
- [8] Breezer Aircraft, *Breezer B400-6 UL*, Zugriff am: 15. Februar 2025, Breezer Aircraft GmbH, 2025.
- [9] *Flughandbuch: Breezer B400-6*, Rev. 2, Breezer Aircraft GmbH & Co.KG, Bredstedt, 2023.
- [10] *Betriebshandbuch: für ROTAX Motor Type 912 Serie*, Rev. 0, BRP-Rotax GmbH & Co KG, Gunskirchen, 2010.
- [11] Shevell R., *Fundamentals of Flight*. Prentice-Hall, 1983, ISBN: 978-0-13-339093-3. Adresse: <https://books.google.de/books?id=N3hTAAAAMAAJ>.

- [12] Kroo I. und Shevell R., *AA241A Course Notes: Aircraft Design, Synthesis and Analysis*, PDF-Version aus einer alternativen Quelle bezogen, lokal gespeichert, 2014.
- [13] Gudmundsson S., „General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures,“ in Second Edition, Butterworth-Heinemann, ISBN: 978-0-12-818465-3. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-818465-3.09992-4>.
- [14] Raymer D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach* (AIAA Education Series). American Institute of Aeronautics und Astronautics, Incorporated, 2018, ISBN: 978-1-62410-490-9. Adresse: <https://books.google.de/books?id=3G1uuwEACAAJ>.
- [15] Young T., *Performance of the Jet Transport Airplane: Analysis Methods, Flight Operations and Regulations*. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Ltd, 2017, ISBN: 9781118384862. DOI: 10.1002/9781118534786.
- [16] Stanford University, *SUAVE: Aerospace Vehicle Environment*, <https://suave.stanford.edu/index.html>, Zugriff am: 12. Februar 2025.
- [17] Hoak D.E., *USAF Stability and Control Datcom*. Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division, Ohio: NTIS, 1978, Vertrieb: NTIS.
- [18] Scholz D., „Vorlesungsunterlagen – Flugzeugentwurf,“ Zugriff am: 24.02.2025, 2024. Adresse: <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/index.html>.
- [19] Niță M. und Scholz D., „Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters,“ in *Publikationen zum Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2012 (DLRK)*, 2012. Adresse: <http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:101:1-201212176728>.
- [20] OpenVSP, *Version 3.26.1*, Zugriff am: 06. Dezember 2024, National Aeronautics und Space Administration, 2022.
- [21] Lukaczyk T., Wendorff A., Colonna M. u. a., „SUAVE: An Open-Source Environment for Multi-Fidelity Conceptual Vehicle Design,“ in *16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. DOI: 10.2514/6.2015-3087.
- [22] Bertin J. und Cummings R., *Aerodynamics for Engineers*, 5. Aufl. Pearson Education International, 2009.
- [23] Drela M. und Youngren H., *AVL*, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>, Zugriff am: 19. Januar 2025.
- [24] LEADS Research Group, *RCAIDE*, <https://www.rcaide.leadresearchgroup.com/>, Zugriff am: 12. Februar 2025.

# Anhang

## Codeblock 1: Python Skript: Breezer B400-6

```
1 # -----
2 # Imports
3 # -----
4
5 # General Python Imports
6 import numpy as np
7 import matplotlib.pyplot as plt
8
9 # SUAVE Imports
10 import SUAVE
11 assert SUAVE.__version__=='2.5.2'
12 from SUAVE.Core import Data, Units
13
14 from SUAVE.Methods.Propulsion import propeller_design
15 from SUAVE.Methods.Geometry.Two_Dimensional.Planform import segment_properties
16 from SUAVE.Methods.Aerodynamics.Common.Fidelity_Zero.Lift import VLM
17 from SUAVE.Plots.Performance.Mission_Plots import *
18 from SUAVE.Plots.Geometry import plot_vehicle
19
20 from SUAVE.Input_Output.OpenVSP import write
21 from SUAVE.Input_Output.OpenVSP import get_vsp_measurements
22
23 # -----
24 # Main Setup
25 # -----
26 def main():
27     """This function gets the baseline vehicle and creates modifications for different configurations, as well as
28     the mission and analyses to go with those configurations."""
29
30     vehicle = vehicle_setup()
31     analyses = base_analysis(vehicle)
32     analyses.finalize()
33     mission = mission_setup(analyses, vehicle)
34     results = mission.evaluate()
35     vsp_write_read(vehicle)
36     plot_vehicle(vehicle)
37     plot_mission(results)
38
39 # -----
40 # Define the Vehicle
41 # -----
42 def vehicle_setup():
43     """This is the full physical definition of the vehicle, and is designed to be independent of the analyses that
44     are selected."""
45
```

```

46 # -----
47 # Initialize the Vehicle
48 # -----
49
50 vehicle = SUAVE.Vehicle()
51 vehicle.tag = 'Breezer_b400'
52
53 # -----
54 # Vehicle-level Properties
55 # -----
56
57 # Mass properties
58 vehicle.mass_properties.max_takeoff = 600. * Units.kilogram
59 vehicle.mass_properties.takeoff = 600. * Units.kilogram
60 vehicle.mass_properties.landing = 545. * Units.kilogram
61 vehicle.envelope.ultimate_load = 5.7
62 vehicle.envelope.limit_load = 3.8
63 vehicle.reference_area = 10.92 * Units['meters**2']
64 vehicle.passengers = 2
65
66 # -----
67 # Main Wing
68 # -----
69
70 wing = SUAVE.Components.Wings.Main_Wing()
71 wing.tag = 'main_wing'
72 wing.origin = [[1.96,0,-0.33]]
73 wing.mass_properties.center_of_gravity = [[2.578,0,-0.218]]
74 wing.mass_properties.mass = 65.85
75 wing.sweeps.quarter_chord = 0. * Units.deg
76 wing.thickness_to_chord = 0.14
77 wing.chords.root = 1.36 * Units.meter
78 wing.chords.tip = 1.36 * Units.meter
79 wing.taper = wing.chords.tip / wing.chords.root
80 wing.aspect_ratio = wing.spans.projected**2. / wing.areas.reference
81 wing.twists.root = 0. * Units.degrees
82 wing.twists.tip = 0. * Units.degrees
83 wing.areas.reference = 10.92 * Units['meters**2']
84 wing.spans.projected = 8.01 * Units.meter
85 wing.areas.wetted = 20.87
86 wing.vertical = False
87 wing.symmetric = True
88 wing.high_lift = True
89 wing.dynamic_pressure_ratio = 1.0
90
91 # -----
92 # Main Wing Segments
93 # -----
94
95 root_airfoil = SUAVE.Components.Airfoils.Airfoil()
96 root_airfoil.coordinate_file = '../Airfoils/NACA_4414.txt'
97 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
98 segment.tag = 'Root'
99 segment.percent_span_location = 0.
100 segment.twist = 4. * Units.deg
101 segment.root_chord_percent = 1.
102 segment.thickness_to_chord = 0.14
103 segment.dihedral_outboard = 1.6 * Units.degrees
104 segment.sweeps.quarter_chord = 0.
105 segment.append_airfoil(root_airfoil)

```

```

106 wing.append_segment(segment)
107
108 mid_airfoil = SUAVE.Components.Airfoils.Airfoil()
109 mid_airfoil.coordinate_file = '../Airfoils/NACA_4414.txt'
110 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
111 segment.tag = 'mid'
112 segment.percent_span_location = 0.97
113 segment.twist = 4. * Units.deg
114 segment.root_chord_percent = 1.0
115 segment.thickness_to_chord = 0.14
116 segment.dihedral_outboard = 0. * Units.degrees
117 segment.sweeps.quarter_chord = 0. * Units.degrees
118 segment.append_airfoil(mid_airfoil)
119 wing.append_segment(segment)
120
121 tip_airfoil = SUAVE.Components.Airfoils.Airfoil()
122 tip_airfoil.coordinate_file = '../Airfoils/NACA_4414.txt'
123 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
124 segment.tag = 'Tip'
125 segment.percent_span_location = 1.
126 segment.twist = 4. * Units.degrees
127 segment.root_chord_percent = 1.
128 segment.thickness_to_chord = 0.14
129 segment.dihedral_outboard = 1.
130 segment.sweeps.quarter_chord = 0.
131 segment.append_airfoil(tip_airfoil)
132 wing.append_segment(segment)
133
134 # -----
135 # Main Wing Control Surfaces
136 # -----
137
138 flap = SUAVE.Components.Wings.Control_Surfaces.Flap()
139 flap.tag = 'flap'
140 flap.span_fraction_start = 0.08
141 flap.span_fraction_end = 0.305
142 flap.deflection = 0. * Units.degrees
143 flap.chord_fraction = 0.17
144 wing.append_control_surface(flap)
145
146 aileron = SUAVE.Components.Wings.Control_Surfaces.Aileron()
147 aileron.tag = 'aileron'
148 aileron.span_fraction_start = 0.305
149 aileron.span_fraction_end = 0.49
150 aileron.deflection = 0. * Units.degrees
151 aileron.chord_fraction = 0.25
152 wing.append_control_surface(aileron)
153 wing = segment_properties(wing)
154
155 vehicle.append_component(wing)
156
157 # -----
158 # Horizontal Stabilizer
159 # -----
160
161 wing = SUAVE.Components.Wings.Horizontal_Tail()
162 wing.tag = 'horizontal_stabilizer'
163 wing.origin = [[5.62,0,0.025]]
164 wing.mass_properties.center_of_gravity = [[6.09,0,0.0250]]
165 wing.mass_properties.mass = 12.55

```

```

166 wing.sweeps.quarter_chord = 0. * Units.deg
167 wing.thickness_to_chord = 0.12
168 wing.spans.projected = 2.80 * Units.meter
169 wing.areas.reference = 2.28 * Units['meters**2']
170 wing.chords.root = 0.92 * Units.meter
171 wing.chords.tip = 0.92 * Units.meter
172 wing.chords.mean_aerodynamic = wing.chords.root*2/3*((1+wing.taper+wing.taper**2)/(1+ wing.taper))
173 wing.taper = wing.chords.tip/wing.chords.root
174 wing.aspect_ratio = (wing.spans.projected**2)/wing.areas.reference
175 wing.twists.root = 0. * Units.degrees
176 wing.twists.tip = 0. * Units.degrees
177 wing.areas.exposed = 2. * wing.areas.reference
178 wing.areas.wetted = 5.11
179 wing.vertical = False
180 wing.symmetric = True
181 wing.dynamic_pressure_ratio = 0.9
182
183 # -----
184 # Horizontal Stabilizer Segments
185 # -----
186
187 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
188 segment.tag = 'root_segment'
189 segment.percent_span_location = 0.
190 segment.twist = 0. * Units.deg
191 segment.root_chord_percent = 0.5
192 segment.thickness_to_chord = 0.12
193 segment.dihedral_outboard = 0. * Units.degrees
194 segment.sweeps.quarter_chord = 27.5 * Units.degrees
195 wing.append_segment(segment)
196
197 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
198 segment.tag = 'mid_segment'
199 segment.percent_span_location = 0.15
200 segment.twist = 0. * Units.deg
201 segment.root_chord_percent = 1.0
202 segment.thickness_to_chord = 0.12
203 segment.dihedral_outboard = 0. * Units.degrees
204 segment.sweeps.quarter_chord = 0. * Units.degrees
205 wing.append_segment(segment)
206
207 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
208 segment.tag = 'tip_segment'
209 segment.percent_span_location = 1.
210 segment.twist = 0. * Units.degrees
211 segment.root_chord_percent = 1.0
212 segment.thickness_to_chord = 0.12
213 segment.dihedral_outboard = 0.
214 segment.sweeps.quarter_chord = 0.
215 wing.append_segment(segment)
216
217 # -----
218 # Horizontal Stabilizer Control Surfaces
219 # -----
220
221 elevator = SUAVE.Components.Wings.Control_Surfaces.Elevator()
222 elevator.tag = 'elevator'
223 elevator.span_fraction_start = 0.
224 elevator.span_fraction_end = 1.
225 elevator.deflection = 0. * Units.degrees

```

```

226 elevator.chord_fraction = 0.4
227 wing.append_control_surface(elevator)
228 wing = segment_properties(wing)
229
230 vehicle.append_component(wing)
231
232 # -----
233 # Vertical Stabilizer
234 # -----
235
236 wing = SUAVE.Components.Wings.Vertical_Tail()
237 wing.tag = 'vertical_stabilizer'
238 wing.origin = [[5.11, 0, -0.178]]
239 wing.mass_properties.center_of_gravity = [[5.978, 0, 0.251]]
240 wing.mass_properties.mass = 8.44
241 wing.sweeps.quarter_chord = 32.25 * Units.deg
242 wing.thickness_to_chord = 0.08
243 wing.spans.projected = 1.25 * Units.meter
244 wing.chords.root = 1.7 * Units.meter
245 wing.chords.tip = 0.61 * Units.meter
246 wing.chords.mean_aerodynamic = wing.chords.root*2/3*((1+wing.taper+wing.taper**2)/(1+wing.taper))
247 wing.areas.reference = 1.52 * Units['meters**2']
248 wing.areas.exposed = 2. * wing.areas.reference
249 wing.areas.wetted = 2.67
250 wing.taper = wing.chords.tip / wing.chords.root
251 wing.aspect_ratio = wing.spans.projected**2. / wing.areas.reference
252 wing.twists.root = 0. * Units.degrees
253 wing.twists.tip = 0. * Units.degrees
254 wing.vertical = True
255 wing.symmetric = False
256 wing.t_tail = False
257 wing.dynamic_pressure_ratio = 1.0
258
259 # -----
260 # Vertical Stabilizer Segments
261 # -----
262
263 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
264 segment.tag = 'root'
265 segment.percent_span_location = 0.
266 segment.twist = 0. * Units.deg
267 segment.root_chord_percent = 1.
268 segment.dihedral_outboard = 0. * Units.degrees
269 segment.sweeps.quarter_chord = 0. * Units.degrees
270 segment.thickness_to_chord = 0.08
271 wing.append_segment(segment)
272
273 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
274 segment.tag = 'segment_1'
275 segment.percent_span_location = 0.28
276 segment.twist = 0. * Units.deg
277 segment.root_chord_percent = 1.0
278 segment.dihedral_outboard = 0. * Units.degrees
279 segment.sweeps.quarter_chord = 59. * Units.degrees
280 segment.thickness_to_chord = 0.08
281 wing.append_segment(segment)
282
283 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
284 segment.tag = 'segment_2'
285 segment.percent_span_location = 0.45

```

```

286 segment.twist = 0. * Units.deg
287 segment.root_chord_percent = 0.72
288 segment.dihedral_outboard = 0. * Units.degrees
289 segment.sweeps.quarter_chord = 33.0 * Units.degrees
290 segment.thickness_to_chord = 0.08
291 wing.append_segment(segment)
292
293 segment = SUAVE.Components.Wings.Segment()
294 segment.tag = 'tip'
295 segment.percent_span_location = 1.0
296 segment.twist = 0. * Units.deg
297 segment.root_chord_percent = 0.365
298 segment.dihedral_outboard = 0. * Units.degrees
299 segment.sweeps.quarter_chord = 0. * Units.degrees
300 segment.thickness_to_chord = 0.08
301 wing.append_segment(segment)
302
303 # -----
304 # Vertical Stabilizer Control Surfaces
305 # -----
306
307 rudder = SUAVE.Components.Wings.Control_Surfaces.Rudder()
308 rudder.tag = 'rudder'
309 rudder.span_fraction_start = 0.
310 rudder.span_fraction_end = 1.
311 rudder.deflection = 0. * Units.degrees
312 rudder.chord_fraction = 0.3
313 wing.append_control_surface(rudder)
314 wing = segment_properties(wing)
315
316 vehicle.append_component(wing)
317
318 # -----
319 # Fuselage
320 # -----
321
322 fuselage = SUAVE.Components.Fuselages.Fuselage()
323 fuselage.tag = 'fuselage'
324 fuselage.number_coach_seats = 2.
325 fuselage.differential_pressure = 0.
326 fuselage.mass_properties.mass = 100.85
327 fuselage.mass_properties.center_of_gravity = [[2.76,0,-0.0140]]
328 fuselage.width = 1.16 * Units.meter
329 fuselage.heights.maximum = 1.08 * Units.meter
330 fuselage.lengths.nose = 1.98 * Units.meter
331 fuselage.lengths.total = 6.142 * Units.meter
332 fuselage.lengths.empennage = 2.21 * Units.meter
333 fuselage.lengths.cabin = 2.05 * Units.meter
334 fuselage.lengths.structure = fuselage.lengths.total-fuselage.lengths.empennage
335 fuselage.mass_properties.volume = .4*fuselage.lengths.total*(np.pi/4.)*(fuselage.heights.maximum**2.)
336 fuselage.mass_properties.internal_volume = .3*fuselage.lengths.total*(np.pi/4.)*(fuselage.heights.maximum**2.)
337 fuselage.seats_abreast = 2.
338 fuselage.fineness.nose = 1.62
339 fuselage.fineness.tail = 1.91
340 fuselage.heights.at_quarter_length = 0.69 * Units.meter
341 fuselage.heights.at_three_quarters_length = 0.56 * Units.meter
342 fuselage.heights.at_wing_root_quarter_chord = 0.97 * Units.meter
343 fuselage.areas.wetted = 13.17
344 fuselage.areas.side_projected = fuselage.heights.maximum*fuselage.lengths.total*Units['meters**2']
345 fuselage.areas.front_projected = fuselage.width* fuselage.heights.maximum

```

```

346 fuselage.effective_diameter = 1.13 * Units.meter
347
348 # Segment 0
349 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
350 segment.tag = 'segment_0'
351 segment.percent_x_location = 0.
352 segment.percent_z_location = 0.
353 segment.height = 0. * Units.inches
354 segment.width = 0. * Units.inches
355 fuselage.Segments.append(segment)
356
357 # Segment 1
358 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
359 segment.tag = 'segment_1'
360 segment.percent_x_location = 0.05
361 segment.percent_z_location = 0.00214
362 segment.height = 10. * Units.inches
363 segment.width = 11. * Units.inches
364 fuselage.Segments.append(segment)
365
366 # Segment 2
367 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
368 segment.tag = 'segment_2'
369 segment.percent_x_location = 0.05
370 segment.percent_z_location = 0.00214
371 segment.height = 10. * Units.inches
372 segment.width = 11. * Units.inches
373 fuselage.Segments.append(segment)
374
375 # Segment 3
376 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
377 segment.tag = 'segment_3'
378 segment.percent_x_location = 0.07820
379 segment.percent_z_location = -0.01
380 segment.height = 19. * Units.inches
381 segment.width = 31. * Units.inches
382 fuselage.Segments.append(segment)
383
384 # Segment 4
385 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
386 segment.tag = 'segment_4'
387 segment.percent_x_location = 0.20399
388 segment.percent_z_location = -0.012
389 segment.height = 26.5 * Units.inches
390 segment.width = 38. * Units.inches
391 fuselage.Segments.append(segment)
392
393 # Segment 5
394 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
395 segment.tag = 'segment_5'
396 segment.percent_x_location = 0.30232
397 segment.percent_z_location = -0.011
398 segment.height = 28. * Units.inches
399 segment.width = 44. * Units.inches
400 fuselage.Segments.append(segment)
401
402 # Segment 6
403 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
404 segment.tag = 'segment_6'
405 segment.percent_x_location = 0.30232

```

```

406 segment.percent_z_location = -0.011
407 segment.height = 28. * Units.inches
408 segment.width = 44. * Units.inches
409 fuselage.Segments.append(segment)
410
411 # Segment 7
412 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
413 segment.tag = 'segment_7'
414 segment.percent_x_location = 0.35662
415 segment.percent_z_location = 0.008
416 segment.height = 38 * Units.inches
417 segment.width = 45.5 * Units.inches
418 fuselage.Segments.append(segment)
419
420 # Segment 8
421 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
422 segment.tag = 'segment_8'
423 segment.percent_x_location = 0.43247
424 segment.percent_z_location = 0.01600
425 segment.height = 42.5 * Units.inches
426 segment.width = 46. * Units.inches
427 fuselage.Segments.append(segment)
428
429 # Segment 9
430 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
431 segment.tag = 'segment_9'
432 segment.percent_x_location = 0.53543
433 segment.percent_z_location = 0.012
434 segment.height = 39.8 * Units.inches
435 segment.width = 43. * Units.inches
436 fuselage.Segments.append(segment)
437
438 # Segment 10
439 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
440 segment.tag = 'segment_10'
441 segment.percent_x_location = 0.62521
442 segment.percent_z_location = -0.003
443 segment.height = 29. * Units.inches
444 segment.width = 35. * Units.inches
445 fuselage.Segments.append(segment)
446
447 # Segment 11
448 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
449 segment.tag = 'segment_11'
450 segment.percent_x_location = 0.74541
451 segment.percent_z_location = -0.006
452 segment.height = 22 * Units.inches
453 segment.width = 24. * Units.inches
454 fuselage.Segments.append(segment)
455
456 # Segment 12
457 segment = SUAVE.Components.Lofted_Body_Segment.Segment()
458 segment.tag = 'segment_12'
459 segment.percent_x_location = 0.95563
460 segment.percent_z_location = 0.002
461 segment.height = 15. * Units.inches
462 segment.width = 6. * Units.inches
463 fuselage.Segments.append(segment)
464
465 vehicle.append_component(fuselage)

```



```

526 """This function sets up vehicle configurations for use in different parts of the mission. Here, this is
527 mostly in terms of high lift settings."""
528
529 # -----
530 # Initialize Configurations
531 # -----
532
533 configs = SUAVE.Components.Configs.Config.Container()
534 base_config = SUAVE.Components.Configs.Config(vehicle)
535 base_config.tag = 'base'
536 configs.append(base_config)
537
538 # -----
539 # Cruise Configuration
540 # -----
541
542 config = SUAVE.Components.Configs.Config(base_config)
543 config.tag = 'cruise'
544 configs.append(config)
545
546 return configs
547
548 # -----
549 # Define the Mission
550 # -----
551 def mission_setup(analysis, vehicle):
552     """This function defines the baseline mission that will be flown by the aircraft in order to compute
553     performance."""
554
555     # -----
556     # Initialize the Mission
557     # -----
558
559     mission = SUAVE.Analyses.Mission.Sequential_Segments()
560     mission.tag = 'the_mission'
561     airport = SUAVE.Attributes.Airports.Airport()
562     airport.altitude = 0. * Units.ft
563     airport.delta_isa = 0.
564     airport.atmosphere = SUAVE.Attributes.Atmospheres.Earth.US_Standard_1976()
565     mission.airport = airport
566     Segments = SUAVE.Analyses.Mission.Segments
567     base_segment = Segments.Segment()
568
569     # -----
570     # Initial Climb Segment
571     # -----
572
573     segment = Segments.Climb.Constant_Speed_Constant_Rate(base_segment)
574     segment.tag = "Initial_Climb"
575
576     segment.analysis.extend( analysis )
577     segment.altitude_start = 0. * Units.feet
578     segment.altitude_end = 500. * Units.feet
579     segment.air_speed = 30.56 * Units['m/s']
580     segment.climb_rate = 4.2 * Units['m/s']
581
582     ones_row = segment.state.ones_row
583     segment.state.numerics.number_control_points = 4
584     segment.state.unknowns.throttle = 1.0 * ones_row(1)
585     segment = vehicle.networks.internal_combustion.add_unknowns_and_

```

```

586 residuals_to_segment(segment,rpm=2300)
587
588 segment.process.iterate.conditions.stability = SUAVE.Methods.skip
589 segment.process.finalize.post_process.stability = SUAVE.Methods.skip
590 mission.append_segment(segment)
591
592 # -----
593 # Climb Segment
594 # -----
595
596 segment = Segments.Climb.Constant_Speed_Constant_Rate(base_segment)
597 segment.tag = "Climb"
598
599 segment.analyses.extend( analyses )
600 segment.altitude_start = 500. * Units.feet
601 segment.altitude_end = 2000. * Units.feet
602 segment.air_speed = 30.56 * Units['m/s']
603 segment.climb_rate = 2.5 * Units['m/s']
604
605 ones_row = segment.state.ones_row
606 segment.state.numerics.number_control_points = 8
607 segment.state.unknowns.throttle = 1.0 * ones_row(1)
608 segment = vehicle.networks.internal_combustion.add_unknowns_and_
609 residuals_to_segment(segment,rpm=1500)
610
611 segment.process.iterate.conditions.stability = SUAVE.Methods.skip
612 segment.process.finalize.post_process.stability = SUAVE.Methods.skip
613 mission.append_segment(segment)
614
615 # -----
616 # Cruise Segment
617 # -----
618
619 segment = Segments.Cruise.Constant_Speed_Constant_Altitude(base_segment)
620 segment.tag = "Cruise"
621
622 segment.analyses.extend( analyses )
623 segment.altitude = 2000. * Units.feet
624 segment.air_speed = 42. * Units['m/s']
625 segment.distance = 200000.
626
627 ones_row = segment.state.ones_row
628 segment.state.numerics.number_control_points = 16
629 segment.state.unknowns.throttle = 0.8 * ones_row(1)
630 segment = vehicle.networks.internal_combustion.add_unknowns_and_
631 residuals_to_segment(segment,rpm=2000)
632
633 segment.process.iterate.conditions.stability = SUAVE.Methods.skip
634 segment.process.finalize.post_process.stability = SUAVE.Methods.skip
635 mission.append_segment(segment)
636
637 # -----
638 # Descent Segment
639 # -----
640
641 segment = Segments.Descent.Constant_Speed_Constant_Rate(base_segment)
642 segment.tag = "Descent"
643
644 segment.analyses.extend( analyses )
645 segment.altitude_start = 2000. * Units.feet

```

```

646 segment.altitude_end = 0. * Units.feet
647 segment.air_speed = 50. * Units['m/s']
648 segment.descent_rate = 2.0 * Units['m/s']
649
650 ones_row = segment.state.ones_row
651 segment.state.numerics.number_control_points = 16
652 segment.state.unknowns.throttle = 0.4 * ones_row(1)
653 segment = vehicle.networks.internal_combustion.add_unknowns_and_
654 residuals_to_segment(segment,rpm=1200)
655
656 segment.process.iterate.conditions.stability = SUAVE.Methods.skip
657 segment.process.finalize.post_process.stability = SUAVE.Methods.skip
658
659 mission.append_segment(segment)
660
661 # -----
662 # Go-Around Segment
663 # -----
664
665 segment = Segments.Climb.Constant_Speed_Constant_Rate(base_segment)
666 segment.tag = "Go-Around"
667
668 segment.analyses.extend( analyses )
669 segment.altitude_start = 0. * Units.feet
670 segment.altitude_end = 1000. * Units.feet
671 segment.air_speed = 30.56 * Units['m/s']
672 segment.climb_rate = 4.2 * Units['m/s']
673
674 ones_row = segment.state.ones_row
675 segment.state.numerics.number_control_points = 4
676 segment.state.unknowns.throttle = 1.0 * ones_row(1)
677 segment = vehicle.networks.internal_combustion.add_unknowns_and_
678 residuals_to_segment(segment,rpm=2300)
679
680 segment.process.iterate.conditions.stability = SUAVE.Methods.skip
681 segment.process.finalize.post_process.stability = SUAVE.Methods.skip
682 mission.append_segment(segment)
683
684 # -----
685 # Holding Segment
686 # -----
687
688 segment = Segments.Cruise.Constant_Speed_Constant_Altitude_Loiter
689 (base_segment)
690 segment.tag = "Holding"
691
692 segment.analyses.extend( analyses )
693 segment.altitude = 1000. * Units.feet
694 segment.air_speed = 42. * Units['m/s']
695 segment.time = 5. * 60
696 segment.distance = 10000
697
698 ones_row = segment.state.ones_row
699 segment.state.numerics.number_control_points = 8
700 segment.state.unknowns.throttle = 1.0 * ones_row(1)
701 segment = vehicle.networks.internal_combustion.add_unknowns_and_
702 residuals_to_segment(segment,rpm=1400)
703
704 segment.process.iterate.conditions.stability = SUAVE.Methods.skip
705 segment.process.finalize.post_process.stability = SUAVE.Methods.skip

```

```

706 mission.append_segment(segment)
707
708 return mission
709
710 # -----
711 # Base analysis
712 # -----
713 def base_analysis(vehicle):
714     """This is the baseline set of analyses to be used with this vehicle. Of these, the most commonly changed
715     are the weights and aerodynamics methods."""
716
717     # -----
718     # Initialize the Analyses
719     # -----
720
721     analyses = SUAVE.Analyses.Vehicle()
722
723     # -----
724     # Weights Analysis
725     # -----
726
727     weights = SUAVE.Analyses.Weights.Weights()
728     weights.vehicle = vehicle
729     analyses.append(weights)
730
731     # -----
732     # Aerodynamics Analysis
733     # -----
734
735     # Main & Nose Wheel
736     main_wheel_width = 1.18 * Units.feet
737     main_wheel_height = 0.4 * Units.feet
738     nose_gear_height = 0.33 * Units.feet
739     nose_gear_width = 0.99 * Units.feet
740     total_wheel = 2*main_wheel_width*main_wheel_height +
741                 nose_gear_width*nose_gear_height
742
743     # Main& Nose Struts
744     main_gear_strut_height = 0.25 * Units.feet
745     main_gear_strut_length = 1.7 * Units.feet
746
747     nose_gear_strut_heigh = 1.36 * Units.feet
748     nose_gear_strut_widt = 0.2 * Units.feet
749     total_strut = 2*main_gear_strut_height*main_gear_strut_length +
750                nose_gear_strut_height*nose_gear_strut_width
751
752     drag_area = 0.8 *( total_wheel + total_strut)
753
754     aerodynamics = SUAVE.Analyses.Aerodynamics.Fidelity_Zero()
755     aerodynamics.geometry = vehicle
756     aerodynamics.settings.drag_coefficient_increment = 1.0*drag_area/vehicle.reference_area
757     analyses.append(aerodynamics)
758
759     # -----
760     # Stability Analysis
761     # -----
762
763     stability = SUAVE.Analyses.Stability.Fidelity_Zero()
764     stability.geometry = vehicle
765     analyses.append(stability)

```

```

766
767 # -----
768 # Energy Analysis
769 # -----
770
771 energy = SUAVE.Analyses.Energy.Energy()
772 energy.network = vehicle.networks
773 analyses.append(energy)
774
775 # -----
776 # Planet Analysis
777 # -----
778
779 planet = SUAVE.Analyses.Planets.Planet()
780 analyses.append(planet)
781
782 # -----
783 # Atmosphere Analysis
784 # -----
785
786 atmosphere = SUAVE.Analyses.Atmospheric.US_Standard_1976()
787 atmosphere.features.planet = planet.features
788 analyses.append(atmosphere)
789
790 return analyses
791
792 # -----
793 # Plot Mission
794 # -----
795 def plot_mission(results, line_style='bo-'):
796     """This function plots the results of the mission analysis and saves those results to png files."""
797
798     plot_flight_conditions(results, line_style)
799     plot_aerodynamic_forces(results, line_style)
800     plot_aerodynamic_coefficients(results, line_style)
801     plot_drag_components(results, line_style)
802     plot_altitude_sfc_weight(results, line_style)
803     plot_aircraft_velocities(results, line_style)
804     plot_fuel_use(results, line_style)
805
806     return
807
808 # -----
809 # Call Main
810 # -----
811 if __name__ == '__main__':
812     main()
813     plt.show()

```

# **Eigenständigkeitserklärung**

Hiermit versichere ich, dass ich die vorliegende Bachelorarbeit mit dem Titel

## **Validierung eines Missionsprofils eines Ultraleichtflugzeugs unter Verwendung der Aerodynamischen Beiwerte**

selbstständig und nur mit den angegebenen Hilfsmitteln verfasst habe. Alle Passagen, die ich wörtlich aus der Literatur oder aus anderen Quellen wie z. B. Internetseiten übernommen habe, habe ich deutlich als Zitat mit Angabe der Quelle kenntlich gemacht.

Hamburg, 05. März 2025