

DLR-IB-FT-BS-2023-133

**Entwicklung und Implementierung
einer Methodik zur
Massenabschätzung im
Entwurfsprozess von unbemannten
Luftfahrzeugen (Masterarbeit)**

**Interner Bericht
Hochschulschrift**

Autor: Lennart Kracke



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institutsbericht
DLR-IB-FT-BS-2023-133

**Entwicklung und Implementierung
einer Methodik zur
Massenabschätzung im
Entwurfsprozess von unbemannten
Luftfahrzeugen (Masterarbeit)**

Lennart Kracke

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

073 Seiten
027 Abbildungen
013 Tabellen
046 Referenzen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Unbemannte Luftfahrzeuge

Stufe der Zugänglichkeit: I, Allgemein zugänglich: Der Interne Bericht wird elektronisch ohne Einschränkungen in ELIB abgelegt. Falls vorhanden, ist je ein gedrucktes Exemplar an die zuständige Standortbibliothek und an das zentrale Archiv abzugeben.

Braunschweig, den 14.12.2023


Unterschriften:

Institutsdirektor: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag

Abteilungsleitung: Johann Dauer


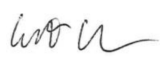
i.A.



 Gordon Strickert
2024.01.08
13:11:34+01'00'

Betreuer:in: Sebastian Cain

Verfasser:in: Lennart Kracke


Lennart Kracke

2024.01.08
13:37:00
+01'00'

Technische Universität Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
FG Luftfahrzeugbau und Leichtbau

Masterarbeit

Entwicklung und Implementierung einer Methodik zur Massenabschätzung im Entwurfsprozess von unbemannten Luftfahrzeugen

Lennart Kracke
Luft- und Raumfahrttechnik
Matrikel-Nr. 341498

Berlin, 30.04.2023

Betreut von Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen und Annika Scheunemann
sowie Sebastian Cain und Kristian Fettig (DLR)

Zusammenfassung

Das Thema der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung einer neuartigen Methode zur Massenabschätzung einer möglichst großen Bandbreite von Starrflügel-UAS. Zu diesem Zweck werden zunächst Möglichkeiten zur Kategorisierung von UAS beschrieben und Besonderheiten der verschiedenen Kategorien aufgezeigt. Eine Literaturrecherche zu vorhandenen Methoden zur Strukturmassenabschätzung wird getrennt nach empirischen und analytischen Vorgehensweisen durchgeführt. Als nächstes wird das genutzte Framework zur Auslegung von Luftfahrzeugen - SUAVE - vorgestellt und seine Fähigkeiten beschrieben.

Da analytische Strukturmassenabschätzungen meist nur für bestimmte Konfigurationen anwendbar sind, wird zur Erhöhung der Bandbreite an analysierbaren Modelltypen ein empirischer Ansatz gewählt. Zur Durchführung wird zunächst eine Datenbank von verschiedensten Typen von UAS erstellt und beschrieben, für die ein Verfahren zur benutzergesteuerten dynamischen Bildung von Regressionen entwickelt wird. Durch das Verfahren können sowohl die maximale Abflugmasse als Startwert für eine iterative Auslegung als auch komponentenbasierte oder Gesamtstrukturmassenabschätzungen durchgeführt werden. Durch die Integration in SUAVE kann bei der Abschätzung sonstiger Komponenten auf eine Vielzahl von bereits implementierten Methoden zurückgegriffen werden.

Die Gesamtstrukturmassenabschätzung wird auf eine Vielzahl von Modellen unterschiedlicher Kategorien und Materialien angewandt. Die komponentenbasierte Abschätzung wird anhand einer Auswahl von Segelflugzeugmodellen demonstriert. Zuletzt wird die entwickelte Methode im Rahmen einer Analyse der Flugleistungsdaten vorhandener UAS eingesetzt.

An
Referat Prüfungen
IB 3



☒ LRT ☐ SMT ☐ PluB ☐ FT

Studiengang

TU Berlin - Der Präsident - Straße des 17. Juni 135, 10523 Berlin

Frau / Herrn

Lennart Kracke

Wiciefstr. 36

Straße / Hausnummer

10551

Berlin

Postleitzahl

Ort

341498

Matrikel-Nr.

017643463113

Telefonnummer

← Bitte die vollständige Adresse eintragen

Ich bitte, mir eine
Aufgabe für die Masterarbeit

☐ in englischer Sprache

aus dem Gebiet/Modul Flugzeugentwurf IIIzu stellen

erste/r Gutachter/in (Aufgabensteller/in): Prof.: Andreas Bardenhagen

- sachlicher Zusammenhang zu einem gewählten Modul

- SMT und PB 60 LP in Kern- und Profilmodulen erforderlich – nur PO 2017

Gruppenarbeit mit: (Name / Matr.-Nr.)

20.07.22

Datum / Unterschrift Student/in

Referat Prüfungen - IB 3 -

Berlin, den 25.07.2022

U. ~~Frau~~ / Herrn Prof.: Bardenhagen

Sekr.: F2

mit der Bitte übersandt, eine Aufgabe für die Masterarbeit der o.g. Kandidatin / des o.g. Kandidaten zu stellen, und eine zweite Gutachterin / einen zweiten Gutachter anzugeben und den Vorgang an den Vorsitzenden des Prüfungsausschusses weiterzuleiten. Die Voraussetzungen für die Aufgabenstellung sind erfüllt.

Im Auftrag

Technische Universität Berlin
Ref. IB 3 - Studierendenservice
Referat Prüfungen
Gebäude IB 30
10523 Berlin

Prüfungsausschuss

U. an die/den Vorsitzende/n des PA für den Studiengang: s. oben

Frau / Herrn Prof.: Weiss

Sekr.: H 11

Die o.g. Kandidatin / der o.g. Kandidat erhält folgendes / beiliegendes Thema für die Masterarbeit:

Als zweite/r Gutachter/in wird benannt:

Frau / Herrn Prof.: A. Schreinemann

Sekr.: F2

22.11.22 Bar
Datum / Unterschrift Aufgabensteller/in

U. Referat Prüfungen - IB 3 -

mit der Bitte um Ausgabe der Aufgabe übersandt.
Das Thema sowie der/die erste und zweite Gutachter/in für
die Masterarbeit werden bestätigt.

Prof.
Julien
Weiss

Digitally signed
by Prof. Julien
Weiss
Date: 2022.11.26
16:26:11 +01'00'

Datum / Unterschrift Prüfungsausschuss

Thema ausgegeben am: 30.11.2022

Arbeit abzugeben bis zum: 30.03.2023

Arbeit abgegeben am:

Aufgabenstellung Masterarbeit

Lennart Kracke, Matr. Nr. 341498

Entwicklung und Implementierung einer Methodik zur Massenabschätzung im Entwurfsprozess von unbemannten Luftfahrzeugen

Erläuterungen zum Thema

Das DLR forscht seit mehr als 15 Jahren an und mit unbemannten Luftfahrzeugen am Institut für Flugsystemtechnik in Braunschweig. Zu diesem Zweck betreibt das Institut eine Reihe von unbemannten Luftfahrzeugen unterschiedlichster Konfigurationen, mit denen verschiedene Aspekte unbemannten Fliegens im Flugversuch experimentell erforscht und Ergebnisse aus Simulationen validiert werden. Je nach Forschungszweck sind die Anforderungen an das Luftfahrzeug sehr unterschiedlich und es besteht ein kontinuierlicher Bedarf, die Flotte zu verändern und zu erweitern.

Um die aus den Bedürfnissen resultierenden Missionsanforderungen bestmöglich zu erfüllen, müssen entweder kommerziell verfügbare Luftfahrzeuge ausgewählt werden oder eigene Entwürfe umgesetzt werden. In beiden Fällen ist eine sorgfältige Vorauslegung von großer Bedeutung für das spätere Erfüllen der gestellten Anforderungen. Die Auslegung muss dabei alle Entwurfsaspekte, beispielsweise die Aerodynamik, Antriebskomponenten, aber auch Struktur- bzw. Massenabschätzung abbilden. Ein vorhandenes Programm, das ein modulare Gerüst und bereits viele Methoden enthält, ist das Programm „SUAVE“, das von der Universität Stanford entwickelt wird. Es deckt auch unbemannte Luftfahrzeuge ab und ist in seinen Methoden nicht allein auf mannt tragende (zumeist größere) Luftfahrzeuge und auf ein breiteres Feld als reine Starrflügelkonfigurationen ausgelegt. Die implementierten Methoden müssen jedoch teilweise weiter ausgebaut werden. Dies trifft insbesondere auf die Massenabschätzung zu, die rudimentär implementiert ist und zum Kernthema der Aufgabe gemacht werden soll.

Im klassischen Flugzeugentwurf der bemannten Fliegerei werden auf der konzeptionellen Ebene häufig Handbuchmethoden für Gewichtsabschätzungen verwendet. Diese sind jedoch nur bedingt übertragbar auf das Feld der unbemannten Luftfahrzeuge. Einerseits gibt es deutliche Unterschiede in den Bauformen, insbesondere bei kleinen und leichten UAV (bis hin zur Verwendung von Schäumen als Primärstruktur), andererseits entfallen teilweise Komponenten (insbesondere alle passagierbezogenen Einbauten) oder werden durch völlig andere Designs ersetzt (z.B. Servomotoren statt klassischen Steuertechniken). Daraus entsteht der Bedarf eine

neue Methodik zu entwickeln um die Bauformen von UAV abzudecken. Ein Einsatz von klassischen Handbuchmethoden soll keineswegs ausgeschlossen, jedoch in der Anwendbarkeit kritisch hinterfragt werden. Es sollen verschiedene Bauformen durch die Methodik abgedeckt werden, wobei die Erarbeitung der relevanten Bauformen Teil dieser Arbeit sein wird.

Ziel der Arbeit

Im Rahmen dieser Arbeit soll eine Methodik entwickelt werden, die Massenabschätzungen als Teilaspekt einer Auslegung innerhalb der SUAVE-Umgebung mit Blick auf unbemannte Luftfahrzeuge erweitert. Die Methodik soll eine neben klassischen Starrflügel-UAV auch VTOL-fähige und schnellfliegende UAV (Jetkonfigurationen) und verschiedene Gewichtsklassen und Antriebsvarianten (z.B. elektrische, Verbrenner, hybride) abdecken. Die entwickelte Methode soll als Modul für die SUAVE-Umgebung durch die Umsetzung in die Programmiersprache Python realisiert und in diese implementiert werden. Zur Validierung der Methode soll diese in einer Gesamtrechnung in SUAVE in Anlehnung an eine bekannte Konfiguration beispielhaft angewendet werden und anschließend die Ergebnisse mit den Daten des realen UAV verglichen werden.

Aufgabenstellung

Im Einzelnen umfasst die Aufgabe:

- Literaturrecherche zum Vorentwurf von Luftfahrzeugen mit Blick auf Methoden zur Masseabschätzung und die Anwendbarkeit auf unbemannte Luftfahrzeuge
- Einarbeitung in die SUAVE-Umgebung zur Analyse und zum Vorentwurf von Luftfahrzeugen
- Entwicklung einer Methode zur Massenabschätzung für eine möglichst große Bandbreite von Konfigurationen unbemannter Luftfahrzeuge, incl. Antriebsvarianten und Gewichtsklassen
- Implementierung der Methodik zur Massenabschätzung als Modul in der SUAVE-Umgebung
- Berechnung eines vorhandenen UAV und Vergleich der Ergebnisse aus SUAVE mit den realen Messungen um die Methodik zu validieren
- Dokumentation in einer wissenschaftlichen Form entsprechend den Vorgaben der TU Berlin zum Verfassen einer Masterarbeit und unter Berücksichtigung der Qualitätsvorgaben des DLR Instituts für Flugsystemtechnik

Die Arbeit wird am Fachgebiet für Luftfahrzeugbau und Leichtbau unter Betreuung von Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen als Erstgutachter und Annika Scheunemann, MSc. als Zweitgutachterin durchgeführt.



Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen


Literatur:

- [1] E. Torenbeek, „Synthesis of Subsonic Airplane Design“, Delft University Press, 1982
- [2] A. Kundu, „Aircraft Design“, Cambridge University Press, 2010
- [3] K.P. Valanis, „UAV Design Principles: Introduction“, Springer Netherlands, 2015
- [4] D. Finger, „Comparative Performance and Benefit Assessment of VTOL and CTOL UAVs“, DLRK Proceedings, 2016
- [5] W. Trent et al, „SUAVE: An Open-Source Environment for Conceptual Vehicle Design and Optimization, 16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2015

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig und eigenhändig sowie ohne unerlaubte fremde Hilfe und ausschließlich unter Verwendung der aufgeführten Quellen und Hilfsmittel angefertigt habe. Alle in dieser Arbeit dargestellten Abbildungen und Tabellen sind eigene Darstellungen, sofern nicht gesondert gekennzeichnet.

Berlin, den 30.04.2023

A handwritten signature in black ink, consisting of a stylized 'A' followed by a cursive flourish.

.....
Unterschrift

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	I
Tabellenverzeichnis	II
Abkürzungsverzeichnis	III
Nomenklatur	III
Symbolverzeichnis	IV
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	2
1.2 Ziel und Aufbau der Arbeit	3
2 Theoretische Grundlagen	4
2.1 Kategorisierung von UAS	4
2.2 Literaturrecherche zu vorhandenen Methoden zur Strukturmassenabschätzung	7
2.2.1 Empirische Methoden	7
2.2.2 Analytische Methoden	11
2.3 SUAVE	13
2.3.1 Analyse der Aerodynamik	15
2.3.2 Massenabschätzung	18
2.3.3 Stabilitätsanalyse	19
2.3.4 Analyse des Energienetzwerks	20
2.3.5 Missionsanalyse	21
3 Methodik	22
3.1 Aufbau der Regressionsdatenbank	22
3.2 Verfahren zur dynamischen Bildung von Regressionen	27
3.3 Abschätzung der maximalen Abflugmasse	29
3.4 Methoden zur Strukturmassenabschätzung	32
3.5 Einbindung in SUAVE	33
4 Auswertung	36
4.1 Analyse der ermittelten Regressionen	36
4.1.1 Gesamtstrukturmasse	36
4.1.2 Komponentenstrukturmasse	37
4.2 Anwendung der Auslegungsumgebung auf reale Modelle	40
4.2.1 HAP-Trainer	40
4.2.2 Juliette	47

5	Fazit	53
5.1	Zusammenfassung	53
5.2	Ausblick	54
	Literatur	VII

Abbildungsverzeichnis

1.1	Prognose zum Volumen des weltweiten Drohnenmarktes in den Jahren 2022 bis 2030 [1]	1
1.2	Leermasse Boeing 747 im Verlauf ihres Entwicklungsprozesses [2]	2
2.1	Idealisierte Flügelstruktur nach Skin-Panel-Methode in Anlehnung an [3] . . .	12
2.2	Ablauf des Auslegungsprozesses in Stanford University Aerospace Vehicle Environment (SUAVE)	15
2.3	Ablauf einer CFD-Simulation in SUAVE [23]	18
2.4	Energienetzwerk eines parallel-hybriden Turbojets [16]	20
3.1	Massenfaktoren über maximale Abflugmasse, Eigene Darstellung nach Daten aus [33] (UAS) und [39] (Bemannt)	30
3.2	Massenfaktoren über Reichweite, Eigene Darstellung nach Daten aus [33] (UAS) und [39] (Bemannt)	31
3.3	Leermassen- und Nutzlastfaktor über MTOW [3]	31
3.4	Struktur der Massenhauptgruppen der Massenabschätzung	35
4.1	Reale & geschätzte Flügelstrukturmasse	38
4.2	Reale & geschätzte Rumpfstrukturmasse	40
4.3	Reale & geschätzte Leitwerksstrukturmasse	41
4.4	Versuchsträger <i>HAP-Trainer</i>	42
4.5	Ersatzmodell für aerodynamische Analyse des <i>HAP-Trainer</i>	44
4.6	Flugzustand des <i>HAP-Trainer</i> über Missionsverlauf	44
4.7	Aerodynamische Beiwerte des <i>HAP-Trainer</i> über Missionsverlauf	45
4.8	Antriebsdaten des <i>HAP-Trainer</i> über Missionsverlauf	45
4.9	Batteriedaten des <i>HAP-Trainer</i> über Missionsverlauf	46
4.10	Messdaten des <i>HAP-Trainer</i> aus einem Flugtest	46
4.11	Versuchsträger <i>Juliette</i> [DLR (CC BY-NC-ND 3.0)]	47
4.12	Ersatzmodell für aerodynamische Analyse der <i>Juliette</i>	49
4.13	Flugzustand der <i>Juliette</i> über Missionsverlauf	49
4.14	Aerodynamische Beiwerte der <i>Juliette</i> über Missionsverlauf	50
4.15	Antriebsdaten der <i>Juliette</i> über Missionsverlauf	50
4.16	Batteriedaten der <i>Juliette</i> über Missionsverlauf	51
4.17	Vergleich mit Messdaten des <i>Juliette</i> aus einem Flugtest in Anlehnung an [46]	51

Tabellenverzeichnis

2.1	Klassifizierung von Unmanned Aerial Systems (UAS) laut European Union Aviation Safety Agency (EASA) [4]	4
2.2	Klassifizierung von UAS laut US-Verteidigungsministerium [5]	5
2.3	Korrekturfaktoren Rumpfmassenabschätzung Gundlach	10
3.1	Erfasste Parameter der UAV-Datenbank	23
3.2	Datenquellen der Regressionsdatenbank	25
3.3	Plausibilitätsgrenzen	26
3.4	Gruppierung der Massenanteile	32
4.1	Regressionsparameter Gesamtstrukturmasse	37
4.2	Bandbreite der Konfigurationsparameter	37
4.3	Konfigurationsparameter <i>HAP-Trainer</i>	42
4.4	Massenabschätzung <i>HAP-Trainer</i>	43
4.5	Konfigurationsparameter <i>Juliette</i>	47
4.6	Massenabschätzung <i>Juliette</i>	48

Abkürzungsverzeichnis

AVL	Athena Vortex Lattice
API	Anwendungsprogrammierschnittstelle
BLDC	Brushless Direct Current
BWB	Blended Wing Body
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFK	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EASA	European Union Aviation Safety Agency
ESC	Electronic Speed Control
ESA	European Space Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FVK	Faserverbundkunststoff
HALE	High Altitude Long Endurance
ICAO	International Civil Aviation Organization
MALE	Medium Altitude Long Endurance
MAV	Micro Air Vehicles
MTOW	Maximum Takeoff Weight
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OEW	Operating Empty Weight
STUAS	Small Tactical Unmanned Aircraft Systems
SUAS	Small Unmanned Aircraft Systems
SUAVE	Stanford University Aerospace Vehicle Environment
TUAS	Tactical Unmanned Aircraft Systems
UAS	Unmanned Aerial Systems
UCAS	Uninhabited Combat Aerial Systems
ULE	Ultra Long Endurance
VLM	Vortex Lattice Method
VTOL	Vertical Take-off and Landing

Symbolverzeichnis

Formelzeichen

α	Anstellwinkel	[°]
β	Schiebewinkel	[°]
Γ	V-Stellung	[°]
Λ	Streckung	[–]
λ	Zuspitzung	[–]
μ	Massenfaktor	[°]
ϕ	Pfeilung	[°]
ρ	Spezifischer Widerstand	$\left[\frac{\Omega \cdot \text{mm}^2}{\text{m}} \right]$
b	Breite/Spannweite	[m]
C	Beiwert	[–]
c	Profiltiefe	[m]
e	Oswaldfaktor	[–]
h	Höhe	[m]
I	Stromstärke	[A]
k	Korrekturfaktor	[–]
l	Länge	[m]
Ma	Machzahl	[–]
N	Anzahl	[–]
n	Lastvielfaches	[–]
q	Staudruck	Pa]
r	Hebelarm	[m]
S	Fläche	[m ²]

t	Profildicke	[m]
U	Stromspannung	[V]
v	Geschwindigkeit	$[\frac{m}{s^2}]$
W	Masse	[kg]

Indizes

μ	Bezugsflügel
1/2	Halbe Profiltiefe
af	Flugzeugzelle
avg	durchschnittlich
avionics	Nutzlast
A	Gesamtauftrieb
a	Profilauftrieb
battery	Batterie
cable	Verkabelung
cont	Steuerflächen
cover	Verkleidung
crit	kritisch
empty	Leermasse
emp	Leitwerk
endribs	Endrippen
energy	Energie
eq	äquivalent
fuel	Kraftstoff
ht	Höhenleitwerk
inlet	Einlauf
i	auftriebsinduziert
LE	Vorderkante

lg	Fahrwerk
mat	Material
max	maximal
mg	Hauptfahrwerk
min	minimal
motor	Motor
M	Gesamtnickmoment
m	Profilnickmoment
ng	Nasenfahrwerk
payload	Nutzlast
press	Druckkabine
prop	Antrieb
p	parasitär
ribs	Rippen
root	Wurzel
servo	Stellmotor
skin	Haut
spar	Holm
struct	Struktur
S	Fläche
S	Seitenkraft
tank	Tank
TE	Hinterkante
to	Abflug
vt	Seitenleitwerk
wing	Flügel
W	Gesamtwiderstand
w	Profilwiderstand

1 Einleitung

UAS haben in den letzten Jahren sowohl in der militärischen als auch in der zivilen Luftfahrt stark an Bedeutung gewonnen. Sie werden bei einer Vielzahl von Anwendungen eingesetzt, wie zum Beispiel in der Landwirtschaft zur Erfassung von Daten über die Bodenbeschaffenheit oder den Pflanzenwuchs, in der Katastrophenhilfe zur Suche nach Überlebenden und zur Überwachung von Schäden oder in Film- und Fernsehproduktionen, um Aufnahmen aus der Luft zu machen, die sonst nur mit Hubschraubern oder teuren Kamerakränen möglich wären. Weitere Einsatzgebiete sind die Zustellung von Paketen und Medikamenten in abgelegenen Gegenden, die Überwachung und Kartierung von Gebieten aus der Luft oder militärische Anwendungen.

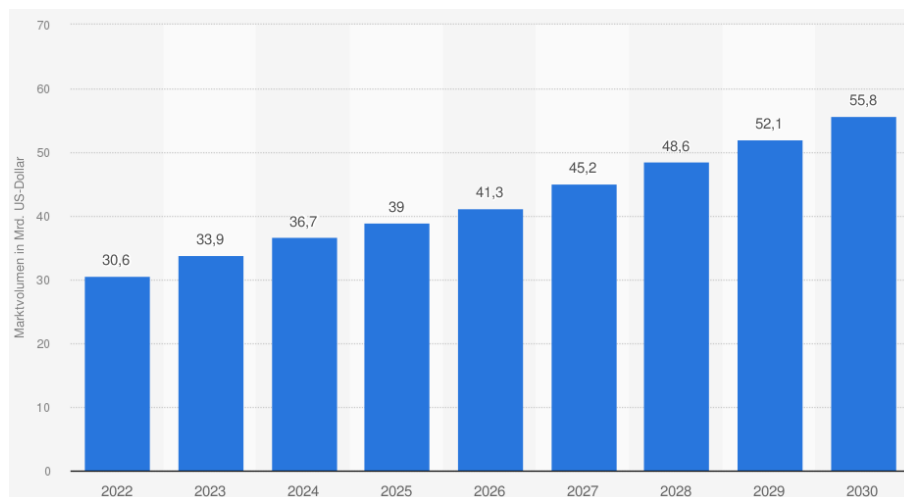


Abb. 1.1: Prognose zum Volumen des weltweiten Drohnenmarktes in den Jahren 2022 bis 2030 [1]

Dies ist auf mehrere Faktoren zurückzuführen: UAS sind im Vergleich zu herkömmlichen Luftfahrzeugen wie Hubschraubern oder Flugzeugen in der Regel kostengünstiger. Sie erfordern weniger Personal und sind in der Lage, Missionen durchzuführen, die sonst teure oder unmögliche Einsätze erfordern würden. Zusätzlich hat sich die Technologie für UAS in den letzten Jahren stark weiterentwickelt. Dies hat dazu geführt, dass diese kleiner, leichter und leistungsfähiger geworden sind. Es gibt eine größere Auswahl an UAS, die für zuvor noch nicht erschlossene Aufgabenfelder geeignet sind. Weiterhin werden durch die steigende Nachfrage mittlerweile auch Institutionen aktiv, Regularien für den Einsatz im Zusammenspiel mit anderen Teilnehmern des zivilen Luftverkehrs zu entwickeln. Dies geschieht sowohl auf nationaler Ebene durch die jeweiligen Luftfahrtbehörden wie die Federal Aviation Administration (FAA) in den USA oder die EASA in Europa als auch auf internationaler Ebene durch die International Civil Aviation Organization (ICAO). Durch die Regulierung werden einheitliche Standards für das Flugverkehrsmanagement wie untereinander kompatible Datenlinks, Regeln für das

Erkennen und Vermeiden von Gefahrensituationen (Detect-And-Avoid) oder Einschränkungen auf gewisse Lufträume (Geofencing) geschaffen. Durch diese sind beispielsweise auch Einsätze außerhalb der Sichtweite des Sicherheitspiloten genehmigungsfähig, was zu vollkommen neuen Anwendungsgebieten führt.

All dies hat dazu geführt, dass die weltweite Nachfrage nach UAS steigt und sich ein wachsender Markt für Hersteller und Anbieter von Dienstleistungen entwickelt hat, der laut der Prognose von Statista in Abbildung 1.1 auch weiterhin wachsen wird.

1.1 Motivation

Um dieser steigenden Nachfrage gerecht zu werden und weitere Nutzungsgebiete zu erschließen, ist es von entscheidender Bedeutung, UAS effizient und kostengünstig zu entwerfen. Eine wichtige Rolle in diesem Prozess spielt die Massenabschätzung als Teildisziplin des Flugzeugentwurfs. Diese umfasst nicht nur die Schätzung von Komponentenmassen sondern auch die Ermittlung des Schwerpunkts und der Trägheitsmomente.

Die Bedeutung einer präzisen Massenabschätzung wird durch den Schneeballeffekt verdeutlicht: Eine Abweichung im Gewicht eines Bauteils hat Auswirkungen auf die Dimensionierung des Flügels, da sich der benötigte Auftrieb ändert, was wiederum die sonstigen aerodynamischen Eigenschaften beeinflusst. Dies hat einen Effekt auf die Flugeleistungen und erfordert eventuell weitere Änderungen am Entwurf, um die Leistungsanforderungen zu erfüllen. Die Auswirkungen dieses Effekts am Beispiel der Leermasse einer Boeing 747 über ihren Entwicklungsprozess wird in Abbildung 1.2 gezeigt und verdeutlicht die Bedeutung eines genauen Gewichtsmanagements im Verlauf des gesamten Entwurfsprozesses eines Luftfahrzeugs.

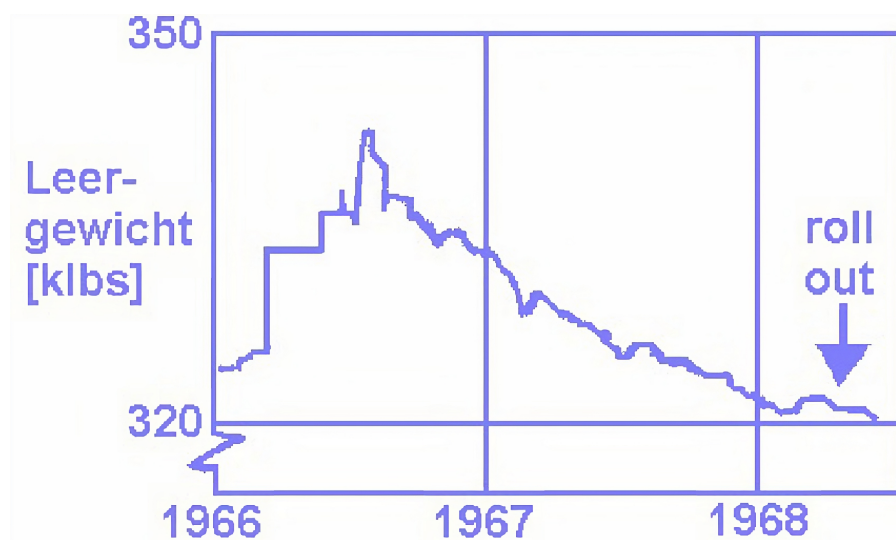


Abb. 1.2: Leermasse Boeing 747 im Verlauf ihres Entwicklungsprozesses [2]

Eine präzise Massenabschätzung ermöglicht es somit, durch die optimale Auslegung der sonstigen Komponenten das Gewicht auf das notwendige Minimum zu reduzieren und das in Summe für den jeweiligen Anwendungszweck optimale UAS zu entwerfen.

Die Anwendung etablierter Verfahren zur Massenabschätzung aus der bemannten Luftfahrt

ist jedoch mit einigen Herausforderungen verbunden. Einer der wichtigsten Gründe ist, dass UAS im Vergleich zu bemannten Luftfahrzeugen in der Regel kleiner und leichter sind. Falls für die jeweilige Methode statistische Daten zur Erstellung des Modells genutzt wurden, führt die Extrapolation zu falschen Werten, da sich das zu analysierende UAS zu stark von den Modellen des für die Erstellung der Gewichtsbeziehung verwendeten Datensatz unterscheidet. Dies betrifft natürlich auch Unterschiede in der Konfiguration, im Antriebssystem oder den verwendeten Materialien. Ein weiterer Grund ist, dass UAS im Vergleich zu bemannten Luftfahrzeugen die jüngere Technologie sind und es somit bisher weniger Zeit gab, eine ähnlich umfangreiche Methodenbasis zu schaffen.

Aus diesem Grund besteht ein hohes Interesse an der Entwicklung von neuen Methoden für den Auslegungsprozess.

1.2 Ziel und Aufbau der Arbeit

Im Rahmen dieser Arbeit wird daher ein Verfahren zur Massenabschätzung einer möglichst großen Bandbreite an Starrflügel-UAS vorgestellt. Dies beinhaltet auch hybride UAS als Kombination aus Starrflügler und Multirotor, die Vertical Take-off and Landing (VTOL)-Fähigkeiten haben.

Dazu wird zunächst auf aktuell vorhandene Softwarepakete für den Vorentwurf von UAS eingegangen und warum für die Implementierung der Methode SUAVE gewählt wurde, eine pythonbasierte Open-Source-Softwareumgebung für den Flugzeugvorentwurf. Auch bereits bestehende Verfahren zur Massenabschätzung von UAS werden analysiert und ihre jeweiligen Stärken und Schwächen bestimmt. Im Anschluss werden der Ablauf des Entwurfsprozess in SUAVE und die nutzbaren Anwendungsmodule für die verschiedenen Teildisziplinen des Flugzeugentwurfs erklärt.

Es folgt eine Beschreibung der generierten Datenbank zur Bildung der Gewichtsbeziehungen und eine Vorstellung des verwendeten Verfahrens zur dynamischen Bildung von Regressionskurven. Mit den Beziehungen können nun Gleichungen sowohl für die maximale Abflugmasse als Startwert für die Berechnungen der anderen Disziplinen als auch für eine detaillierte Abschätzung der Massen von Einzelkomponenten wie Flügel, Rumpf, Leitwerk, Antriebssystem und Fahrwerk gebildet werden.

Zur Validierung der Methodik werden die ermittelten Gewichtsbeziehungen auf ihre Genauigkeit gegen die realen Messungen der Datenbank untersucht und die treibenden Parameter für die Massen der Einzelkomponenten ermittelt. Zusätzlich wird die Methode im Rahmen einer vollständigen Analyse dreier realer UAS beispielhaft angewendet und die Ergebnisse mit gemessenen Leistungsdaten aus Flugversuchen oder Herstellerangaben verglichen.

2 Theoretische Grundlagen

In diesem Kapitel werden zunächst grundlegenden Programme und Verfahren für den Vorwurf von Starrflügelflugzeugen vorgestellt. Dabei wird insbesondere auf die Anwendung im Kontext von UAS eingegangen. Anschließend erfolgt eine umfassende Literaturrecherche zu vorhandenen Methoden der Massenabschätzung von UAS, unterteilt in empirische und analytische Ansätze. Abschließend wird eine Einführung in die Komponenten und Fähigkeiten des Programms SUAVE für den Luftfahrzeugvorwurf gegeben, welches im Rahmen der entwickelten Methodik zur Massenabschätzung eine zentrale Rolle spielt.

2.1 Kategorisierung von UAS

Es ist sinnvoll, sich bei der Entwicklung einer Massenabschätzungsmethode für UAS zunächst Gedanken über die Kategorisierung von UAS zu machen, da wie in Abschnitt 2.2 beschrieben die meisten Abschätzungen nur für bestimmte Klassen angewandt werden können. Da der Entwurfsraum für UAS im Vergleich zur bemannten Luftfahrt wesentlich vielfältiger ist, entstehen bei der Zuordnung von Modellen in bestimmte Kategorien häufig Überschneidungen, was zu Problemen für eine eindeutige Gruppierung führt [3]. Auch die Anzahl an untersuchbaren Attributen für die Kategorisierung wie Konfiguration, Gewicht, Größe, Flughöhe oder Einsatzzweck ist hoch.

In Deutschland werden kommerziell erhältliche UAS nach den Bestimmungen der EASA in die Kategorien in Tabelle 2.1 eingeteilt.

Kategorie	Abflugmasse (kg)	Flughöhe (m)	Fluggeschwindigkeit (m/s)
C0	<0.25	<120 AGL	<19
C1	<0.9	<120 AGL	<19
C2	<4	<120 AGL	Beliebig
C3	<25	<120 AGL	Beliebig
C4	<25	Beliebig	Beliebig
C5	Beliebig	Beliebig	Beliebig
C6	Beliebig	Beliebig	<50

Tab. 2.1: Klassifizierung von UAS laut EASA [4]

Da die Einstufung aus regulatorischer Perspektive für den sicheren Betrieb von UAS erfolgt ist, findet die Einteilung hauptsächlich nach der maximalen Abflugmasse statt, da diese ein gutes Maß für das potentieller Risiko bei der Nutzung eines UAS darstellt. Für den Betrieb von UAS in den Klassen C5 und C6 mit einer maximalen Abflugmasse von über 25kg oder außerhalb der Sichtweite des Piloten muss für das UAS bereits ein Genehmigungsverfahren durchlaufen werden.

Eine weitere Kategorisierung von UAS entstammt der Standardisierung von verwendeten Konfigurationen im militärischen Kontext. Das US-Verteidigungsministerium teilt zu diesem Zweck UAS in fünf Gruppen ein. Die Einteilung findet ebenfalls nach den Eigenschaften maximale Abflugmasse, Fluggeschwindigkeit und Flughöhe statt und wird in Tabelle 2.2 gezeigt.

Kategorie	Größe	Abflugmasse (lbs)	Flughöhe (ft)	Fluggeschwindigkeit (kn)
Group 1	Small	0-20	<1,200 AGL	<100
Group 2	Medium	21-55	<3,500 AGL	<250
Group 3	Large	<1320	<18,000 MSL	<250
Group 4	Larger	>1320	<18,000 MSL	Beliebig
Group 5	Largest	>1320	>18,000 MSL	Beliebig

Tab. 2.2: Klassifizierung von UAS laut US-Verteidigungsministerium [5]

Für den Entwurf von UAS macht es jedoch Sinn, statt einer Klassifizierung nach regulatorischen Gesichtspunkten stärker auslegungsrelevante Punkte zu betrachten. Eine zusätzliche relevante Eigenschaft ist hier vor allem das vorgesehene Einsatzspektrum. Gundlach [3] nimmt hierzu eine Einteilung in insgesamt 17 Kategorien von unbemannten Luftfahrtsystemen vor, die ebenfalls zum Großteil militärisch geprägt ist:

- Micro Air Vehicles (MAV)
- Small Unmanned Aircraft Systems (SUAS)
- Small Tactical Unmanned Aircraft Systems (STUAS)
- Tactical Unmanned Aircraft Systems (TUAS)
- Medium Altitude Long Endurance (MALE)
- High Altitude Long Endurance (HALE)
- Ultra Long Endurance (ULE)
- Uninhabited Combat Aerial Systems (UCAS)
- Manned Aircraft Conversions
- Air Launched Unmanned Aircraft
- Targets
- Rotorcraft
- Other VTOL
- Solar Powered Aircraft
- Planetary Aircraft
- Lighter Than Air
- Research Unmanned Aircraft

Im Folgenden wird auf die Kategorien der MAV, SUAS, STUAS, Other VTOL und Research Unmanned Aircraft genauer eingegangen, da diese für die entwickelte Massenabschätzungsmethode besonders relevant sind, sei es aufgrund eines ähnlichen Gewichtsereichs oder aufgrund ähnlicher konfigurationeller Merkmale. Da der Entwurfsraum für UAS ein Kontinuum ist, führt eine derartige Gruppierung häufig zu Überschneidungen und kann dadurch uneindeutig werden [3].

MAV zeichnen sich insbesondere durch geringe Größe und Gewicht aus. Die Abflugmasse

beträgt generell unter 250g [6] bei einer maximalen Spannweite von 1m [3]. Besonderheiten bei der Auslegung sind insbesondere die Herausforderungen durch niedrige Profilreynoldszahlen, die wiederum zu geringer aerodynamischer Effizienz führen. Eine Erhöhung der Profiltiefe zur Erhöhung der Reynoldszahl und daraus folgender Senkung des Profilwiderstands führt bei gleicher Flügelfläche zu einer geringen Streckung, die wiederum den induzierten Widerstand des Flügels steigert. Zusätzlich gibt es aufgrund der geringen Dimensionen strenge Limitierungen in Bezug auf Gewicht, Größe und Leistungsaufnahme der zu verbauenden Komponenten, was beispielsweise aufgrund geringer bordseitiger Sendeleistung die Reichweite der Luft-Boden-Kommunikation einschränkt. Aufgrund dieser Limitierungen werden fast ausschließlich batterieelektrische Antriebssysteme genutzt. Die niedrige Fluggeschwindigkeit und die geringe Abflugmasse führen zu einer hohen Turbulenz- und Böenempfindlichkeit, wodurch selbst bei optimierter Flugregelung die Auswertung von Sensordaten meist mit hohem Aufwand in der Nachbearbeitung verbunden ist. Der größte Vorteil von MAV gegenüber anderen Klassen sind die geringeren Herstellungskosten aufgrund des geringen Materialeinsatzes. Dies bietet die Möglichkeit, anstelle eines UAS einen ganzen Schwarm an MAV im Verbund einzusetzen, um Nachteile wie beispielsweise die geringe individuelle Reichweite auszugleichen.

Als SUAS gelten Modelle bis zu einer Abflugmasse von 25kg [3] bei einer maximalen Spannweite von 5m [7]. Aufgrund niedriger Kosten und geringen technischen und regulatorischen Einstiegsbarrieren ist die Vielfalt an existierenden Modellen besonderes groß. Sie reicht von elektrisch angetriebenen, handgestarteten Modellen mit Flugzeiten bis zu 2h bis zu Modellen mit Verbrennungsmotoren für Langzeiteinsätze. Durch die zunehmende Miniaturisierung von Avionikkomponenten und Nutzlasten wie beispielsweise Kamera-Gimbals sind sie zunehmend in der Lage, auch Aufgaben zu übernehmen, die vorher wesentlich größeren Modellen vorbehalten waren. Auch die Sendeleistungen unterliegen nicht mehr den starken Beschränkungen von MAV, sodass mit modernen Übertragungssystemen hochauflösende Bilddaten über Strecken von 10-100km übertragen werden können [3].

STUAS beziehen sich auf Modelle mit einer Abflugmasse bis zu 100kg [3] und decken somit den oberen Gewichtsbereich der in der Abteilung Unbemannte Luftfahrtsysteme des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) verwendeten Starrflügelflugzeuge ab. Gundlach geht im Gegensatz zu den vorherigen Kategorien nicht auf die Besonderheiten der in dieser Kategorie eingeteilten Modelle ein, sondern weist lediglich darauf hin, dass bis 1990 auch UAS der MALE-Kategorie in diese Klasse eingeordnet wurden.

Die Kategorie der Research Unmanned Aircraft umfasst sämtliche Modelle, die in einem akademischen Kontext eingesetzt werden und umfasst somit auch alle im DLR eingesetzten Modelle. Bezogen auf die Gewichtsklasse bemerkt Gundlach, dass sie aufgrund der im Vergleich zum militärischen Kontext geringeren Entwicklungsdauer und Kostenbudgets meist in den Bereich der SUAS und STUAS fallen [3]. Research Unmanned Aircraft werden als Demonstratoren für neue Flugzeugkonfigurationen, Flugregelungen und innovative Technologien im Bereich der Aerodynamik und Antriebstechnik genutzt. Falls das Forschungsthema sich auf die Erprobung der Fähigkeiten einer Nutzlast bezieht, wird meist auf konventionelle Entwürfe zurückgegriffen.

2.2 Literaturrecherche zu vorhandenen Methoden zur Strukturmassenabschätzung

Zur Analyse der vorhandenen Methoden zur Massenabschätzung von UAS ist es zunächst sinnvoll, diese nach der genutzten Vorgehensweise zu gruppieren. Laut Gundlach [3] gibt es folgende Kategorien:

- Empirische Methoden: Hier basiert die Abschätzung auf Erfahrungswerten und statistischen Analysen. Je nach genutzter Datenbasis und Detailgrad der Abschätzung kann die Anzahl und Art an Eingabeparametern variieren. Empirische Methoden werden insbesondere in der Konzeptphase und im geringeren Maße im Vorentwurf genutzt.
- Analytische Methoden: Diese basieren auf der Berechnung der Masse anhand von physikalischen Modellen. Beispielsweise kann dies für einen Tragflügel durch die Kombination von Geometrie, erwarteten aerodynamischen Lasten und den Kennwerten der verwendeten Materialien geschehen. Analytische Methoden werden meist im Vorentwurf genutzt.
- Designbasierte Methoden: Diese beinhalten tatsächlich gemessene Gewichte der Einzelkomponenten oder Schätzungen basierend auf den Geometrie- und Dichtedaten eines fertig entworfenen Teils. Die Gewichtsdaten können auch auf Herstellerangaben basieren. Designbasierte Methoden werden meist erst im Detailentwurf genutzt. Falls die Nutzung einer Komponente wie beispielsweise eines bestimmten Antriebssystems bereits von vornherein feststeht, kann die ermittelte Masse jedoch bereits in der Konzeptphase genutzt werden.

Da designbasierte Methoden zu stark an den jeweiligen Anwendungsfall angepasst sind und deswegen erst im späteren Entwicklungsstadium eingesetzt werden, werden bei der Literaturrecherche nur empirische und einfache analytische Methoden berücksichtigt.

2.2.1 Empirische Methoden

Die meisten klassischen empirischen Methoden zur Strukturmassenabschätzung basieren auf Gewichtsdaten bemannter Flugzeuge älteren Baujahrs. Diese sind beispielsweise meist in Metallbauweise gefertigt, sodass es häufig nur Korrekturfaktoren für den Einsatz von neuen Werkstoffen wie Faserverbundkunststoff (FVK) gibt [3]. Eine Methodik, die auf Basis eines Datensatzes entwickelt wurde, welcher nicht dem zu untersuchenden UAS ähnelt, führt jedoch meist zu stark von der Realität abweichenden Ergebnissen. Vor der Nutzung einer Methodik muss daher untersucht werden, ob die Massenabschätzung für die angedachte Konfiguration und Anwendungsgebiet entwickelt wurde und sowohl Eingangsparameter als auch die resultierende Massenabschätzung innerhalb sinnvoller Grenzen liegen.

2.2.1.1 Rizzo und Frediani

Im Bereich der empirischen Methoden gibt es insbesondere für segelflugzeugartige UAS diverse Methoden zur Strukturmassenabschätzung. Rizzo und Frediani [8] stellen in ihrer Arbeit ein mathematisches Modell für den Vorentwurf eines solarbetriebenen Flugzeugs über einen Zeitraum von 24 Stunden dar. Ihre Methodik untersucht hochgestreckte Flächenflugzeuge

mit einer Einsatzdauer von mehreren Monaten in Flughöhen zwischen 20 und 30km bei einer Nutzlast von 100-300kg aus. Vier relevante Konfigurationen wurden analysiert: Konventionelle Drachenkonfiguration, Nurflügler, Twin-Boom und Doppeldecker. Die berechneten Ergebnisse werden mit den realen Daten des Helios-Projekts der NASA validiert. Im Zuge der Auslegung werden zwei Strukturmassenabschätzungen entwickelt. Die erste Abschätzung basiert auf statistischen Daten von Twin-Boom-Segelflugzeugen und wird in Gleichung 2.1 gezeigt.

$$W_{af} = 0.31n^{0.311} \cdot S_{wing}^{0.778} \cdot \Lambda_{wing}^{0.417} \quad [W \text{ in lb; } S \text{ in ft}^2] \quad (2.1)$$

Die zweite Abschätzung basiert auf den Daten der NASA Prototypen für das Helios-Projekt und wird in Gleichung 2.2 dargestellt.

$$W_{af} = 1.548S_{wing}^{0.656} \cdot \Lambda_{wing}^{0.6514} \quad (2.2)$$

Darüber hinaus werden Flächengewichte für verschiedene Typen von Solarzellen sowie Leistungsdichten von aktuellen Brushless Direct Current (BLDC)-Antriebssystemen und Komponenten des Energiespeichersystems wie Brennstoffzellen und Wasserstofftanks gegeben.

2.2.1.2 Noth

Auch Noth [9] hat sich im Auftrag der European Space Agency (ESA) mit dieser Klasse von UAS im Rahmen des Sky-Sailor-Projekts auseinandergesetzt. Im Zuge dieser Arbeit wurde das Modell von Stender [10] zur Massenabschätzung von bemannten Segelflugzeugen durch eine Datenbank von 415 Segelflugzeugen verschiedener Größen validiert. Da sich das Modell von Stender als zu optimistisch für große bemannte und zu pessimistisch für kleinere unbemannte Segelflugzeuge erwiesen hat, wurde die neue Gewichtsbeziehung in Gleichung 2.3 entwickelt.

$$W_{af} = 5.58S_{wing}^{1.59} \cdot \Lambda_{wing}^{0.71} \quad [W \text{ in N}] \quad (2.3)$$

Zusätzlich stellt Noth die Gleichung 2.4 für eine Regression basierend auf den besten 5% der Segelflugzeuge der Datenbasis bereit, um die Abschätzung bei erwarteter hoher Fertigungsqualität zu verbessern.

$$W_{af} = 0.44S_{wing}^{1.55} \cdot \Lambda_{wing}^{1.3} \quad [W \text{ in N}] \quad (2.4)$$

2.2.1.3 Cruz

Cruz [11] hat sich im Rahmen des Daedalus-Projekts mit der Entwicklung von mit menschlicher Kraft betriebenen Flugzeugen beschäftigt. Da sich die Anforderungen an niedrige Flächenbelastung, hohe Streckung und dem vermehrten Einsatz von Faserverbundstrukturen mit denen gewisser Flugzeugklassen wie beispielsweise Solar-UAS decken, können die entwickelten Abschätzungen auch dort sinnvoll eingesetzt werden. Die Massenabschätzung des Flügels wird in die Unterkomponenten Holm, Rippen, Endrippen, Vorder- und Hinterkante sowie Verkleidung aufgeteilt. Λ_{wing} ist hierbei das Verhältnis von durchschnittlichem Rippenabstand zu durchschnittlicher Profiltiefe.

$$W_{\text{spar}} = (b_{\text{wing}} \cdot 1.7 \cdot 10^{-1} + 1.1 \cdot 10^{-2} \cdot b_{\text{wing}}^2) \left(1 + \frac{\frac{n_{\text{ult}} W_{\text{to}}}{100} - 2}{4} \right) \quad (2.5)$$

$$W_{\text{ribs}} = N_{\text{ribs}} (5.5 \cdot 10^{-2} c_{\text{wing,avg}}^2 (t/c)_{\text{wing}} + 1.91 \cdot 10^{-3} c_{\text{wing,avg}}) \quad (2.6)$$

$$W_{\text{endribs}} = N_{\text{endribs}} (6.62 \cdot 10^{-1} c_{\text{wing,avg}}^2 (t/c)_{\text{wing}} + 6.57 \cdot 10^{-3} c_{\text{wing,avg}}) \quad (2.7)$$

$$W_{\text{le}} = 0.456 \frac{S_{\text{wing}}^2 \Delta_{\text{wing}}^{4/3}}{b_{\text{wing}}} \quad (2.8)$$

$$W_{\text{te}} = 2.77 \cdot 10^{-2} b_{\text{wing}} \quad (2.9)$$

$$W_{\text{cover}} = 3.08 \cdot 10^{-2} S_{\text{wing}} \quad (2.10)$$

Auch für die Leitwerksmasse wird eine Abschätzung bereitgestellt, eingeteilt in die Unterkomponenten Holm, Rippen, Vorderkante und Verkleidung.

2.2.1.4 Gerard

Gerard [12] stellt die Gleichung 2.11 für das Flügelgewicht von Segelflugzeugen bereit.

$$W_{\text{wing}} = 0.0038 (n \cdot W_{\text{to}})^{1.06} \cdot \Lambda_{\text{wing}}^{0.38} \cdot S_{\text{wing}}^{0.25} \cdot (1 + \lambda_{\text{wing}})^{0.21} \cdot (t/c)_{\text{wing,root}}^{-0.14} \quad (2.11)$$

Die Abschätzung basiert auf einer Datenbasis von 48 Segelflugzeugen mit Abflugmassen zwischen 250 – 889 kg Abflugmasse, Flügelspannweiten zwischen 13.4 – 26.4 m und Flügelstreckungen zwischen 17.1 – 38.7.

2.2.1.5 Gundlach

Gundlach [3] beschreibt in seiner Arbeit mehrere Massenabschätzungen für verschiedene Strukturkomponenten. Für die Abschätzung der Leitwerksmasse präsentiert er die folgenden Gleichungen:

$$W_{\text{emp}} = W_{\text{ht}} \cdot \cos^2(\Gamma_{\text{emp}}) + W_{\text{vt}} \cdot \sin^2(\Gamma_{\text{emp}}) \quad (2.12)$$

$$W_{\text{emp}} = \frac{1}{6} \cdot k_{\text{emp}} \cdot k_{\text{cont}} \cdot S_{\text{emp}} \cdot t_{\text{min,skin}} \cdot \rho_{\text{mat}} \quad [W \text{ in lb}; S \text{ in ft}^2; t \text{ in in}; \rho \text{ in } \frac{\text{lb}}{\text{ft}^3}] \quad (2.13)$$

$$W_{\text{emp}} = \rho_{\text{S,emp}} \cdot S_{\text{emp}} \quad [W \text{ in lb}; S \text{ in ft}^2; \rho_{\text{S}} \text{ in } \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}] \quad (2.14)$$

Gleichung 2.12 bezieht sich auf die Ermittlung der Leitwerksmasse eines V-Leitwerks, wenn nur Abschätzungen für Höhen- und Seitenleitwerk in konventioneller Konfiguration vorhanden sind. Gleichung 2.13 berechnet die Leitwerksmasse anhand der minimalen Hautdicke in Verbindung mit zwei Korrekturfaktoren. Gundlach empfiehlt für k_{emp} einen Wert von 1.3 und für k_{cont} einen Wert von 1.2. Gleichung 2.14 verwendet für die Massenabschätzung die Grundrissfläche des Leitwerks in Verbindung mit einem Flächengewicht. Für das Flächengewicht werden Werte zwischen $0.5 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$ für UAS mit einem Leitwerk aus Faserverbundstrukturen und $0.8 - 1.2 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$ für Luftfahrzeuge der allgemeinen Luftfahrt aus Metallstrukturen. Für die Abschätzung der Rumpfmasse stellt Gundlach die Gleichung 2.15 bereit. Als Anwendungsbereich

werden subsonische und transsonische Flugzeuge in Komposit- oder Halbschalenbauweise mit einer maximalen Abflugmasse zwischen 1 – 800,000lb angegeben.

$$W_{\text{fuse}} = 0.5257 \cdot k_{\text{mg}} \cdot k_{\text{ng}} \cdot k_{\text{press}} \cdot k_{\text{vt}} \cdot k_{\text{mat}} \cdot l_{\text{fuse}}^{0.3796} \cdot (W_{\text{carried}} \cdot N)^{0.4863} \cdot v_{\text{eq,max}}^2 \quad (2.15)$$

[W in lb; v in kts; l in ft]

Die Werte der Korrekturfaktoren werden in Tabelle 2.3 gezeigt. Die Abschätzung basiert auf einer Datenbasis von 197 Flugzeugrümpfen von handgestarteten Modellseglern bis zu Transportflugzeugen. Die meisten Datenpunkte stammen von bemannten Segelflugzeugen. Die Rümpfe haben ein Schlankheitsmaß von mindestens 4. Die mittlere Abweichung zwischen geschätzter und realer Rumpfmasse beträgt 29,6%. Gundlach weist zusätzlich auf den unerwartet gleich hohen Materialfaktor für Carbonfaserverstärkter Kunststoff (CFK)- und Metallrümpfe hin, was auf die geringe Anzahl an Datenpunkten für CFK-Rümpfe zurückgeführt wird.

Faktor	Definition	Wert
k_{mg}	Position des Hauptfahrwerks	1.0 falls Hauptfahrwerk nicht am Rumpf 1.07 falls am Rumpf
k_{ng}	Position des Nasenfahrwerks	1.0 falls Nasenfahrwerk nicht am Rumpf 1.07 falls am Rumpf
k_{press}	Kabinenbedruckung	1.0 falls unbedruckt 1.08 falls bedruckt
k_{vt}	Seitenleitwerk	1.0 falls kein Bestandteil des Rumpfes 1.1 falls Bestandteil des Rumpfes
k_{mat}	Materialfaktor	1.0 falls CFK 1.0 falls Metall 2.0 falls GFK 2.0 falls unbekannt 2.187 falls Holz

Tab. 2.3: Korrekturfaktoren Rumpfmassenabschätzung Gundlach

Zuletzt zeigt Gundlach die lineare Beziehung in Gleichung 2.16 zur Abschätzung der Fahrwerksmasse.

$$W_{\text{lg}} = k_{\text{lg}} \cdot W_{\text{to}} \quad [W \text{ in lb}] \quad (2.16)$$

Für den Fahrwerksfaktor k_{lg} wird ein Wert zwischen 0.03 und 0.06 empfohlen. Relevante Faktoren sind hier die Qualität der Landebahn und ob ein festes oder einziehbares Fahrwerk verwendet wird.

2.2.1.6 Yi und Heping

Yi und Heping [13] analysieren UAS der HALE-Klasse für den Anwendungsfall als militärische Aufklärungsdrohne. In ihrer Arbeit stellen sie die Gleichungen 2.17 bis 2.20 vor. Der Faktor k_{inlet} bezieht sich auf die Positionierung des Triebwerkeinlaufs und beträgt 1.0 für einen Einlauf in der Nase, 1.05 für einen Einlauf im Rumpfbauch, 1.2 für einen Einlauf im hinteren Rumpf und 1.3 für einen beidseitigen Einlauf. Die Massenabschätzung für das Leitwerk bezieht sich auf eine V-Konfiguration.

$$W_{\text{wing}} = 0.0118 \frac{S_{\text{wing}}^{0.48} \cdot \Lambda_{\text{wing}} \cdot Ma^{0.43} \cdot W_{\text{to}}^{0.84} \cdot n^{0.84} \cdot \lambda_{\text{wing}}^{0.14}}{(t/c)_{\text{wing}}^{0.76} \cos(0.0175\phi_{1/2})^{1.54}} \quad (2.17)$$

$$W_{\text{fuse}} = 0.0025 k_{\text{inlet}}^{1.42} \cdot q^{0.283} \cdot W_{\text{to}}^{0.95} \cdot \left(\frac{l_{\text{fuse}}}{h_{\text{fuse}}} \right)^{0.71} \quad (2.18)$$

$$W_{\text{emp}} = 0.022 \left(W_{\text{to}}^{0.813} \cdot n^{0.813} \cdot S_{\text{emp}}^{0.584} \cdot \left(\frac{b_{\text{emp}}}{t_{\text{r,emp}}} \right)^{0.033} \cdot \left(\frac{c_{\text{wing}}}{l_{\text{emp}}} \right)^{0.28} \right)^{0.915} \quad (2.19)$$

$$W_{\text{lg}} = 0.165 W_{\text{to}}^{0.84} \quad (2.20)$$

Zusätzlich führen sie eine Sensitivitätsstudie zur Ermittlung der Parameter, die den größten Einfluss auf das jeweilige Strukturgewicht haben. Für die analysierten Modelle sind das insbesondere die Parameter Abflugmasse, Flügelstreckung und -dickenverhältnis, Lastvielfaches, Rumpfhöhe und -länge, Bezugsflügeltiefe sowie Leitwerksfläche und -hebelarm. Flügelzuspitzung und -pfeilung sowie Leitwerksspannweite und -wurzelprofildicke haben geringeren Einfluss. Leider werden im Zuge der Arbeit keine Aussagen über die Inhalte der Datenbank für die generierten Regressionsgleichungen getroffen, so dass es schwierig ist, Aussagen zum Geltungsbereich der Gleichung zu treffen.

2.2.2 Analytische Methoden

Analytische Methoden zur Massenabschätzung basieren auf der physikalischen Modellierung der auftretenden Lasten und der sich daraus ableitenden Dimensionierung der Strukturkomponenten eines UAS anhand vorgegebener Materialkennwerte. Sobald die nötigen Dimensionen der einzelnen Komponenten bestimmt wurden, kann anhand der Materialdichte die Gesamtmasse bestimmt werden. Im Folgenden wird eine allgemeine Vorgehensweise zur analytischen Massenabschätzung beschrieben, gefolgt von einer konkreten Methode, welche bereits in dem verwendeten Framework zum Entwurf von UAS implementiert ist.

Zur Anwendung der Methoden müssen zunächst die auftretenden Lasten bestimmt werden. Im Falle des Tragflügels sind dies [3] [14]:

- Auftriebs- und Widerstandskraft sowie Nickmoment abgeleitet aus maximalem und minimalen geforderten Lastvielfachen
- Massenkräfte aus der Flügeigenmasse sowie im oder am Flügel verbauten sonstigen Komponenten
- Bodenkkräfte, insbesondere aufgrund des Landestoßes durch im Flügel verbaute Fahrwerke
- Schub- und Gewichtskraft von am Flügel verbauten Triebwerken

Bei hohen Fluggeschwindigkeiten sowie Flügeln hoher Streckung können zusätzlich aeroelastische Effekte wie Flattern oder Buffeting dimensionierend wirken [3].

Im Falle des Rumpfes sind die dominanten auftretenden Lasten wie folgt [3] [14]:

- Oben beschriebene Kräfte des Flügels, welche in den Rumpf eingeleitet werden
- Aerodynamische Kräfte des Höhenleitwerks, insbesondere Abtriebskraft und Nickmoment

- Aerodynamische Kräfte des Seitenleitwerks, insbesondere Seitenleitwerkskraft durch Schiebeflug oder Ruderausschläge
- Aerodynamische Kräfte des Rumpfes, insbesondere durch asymmetrische Anströmung im Schiebeflug oder Flügeleinflüsse
- Massenkkräfte aus dem Rumpfeigenmasse sowie im oder am Rumpf verbauten sonstigen Komponenten
- Bodenkkräfte, insbesondere aufgrund des Landestoßes durch im Rumpf verbaute Fahrwerke
- Kräfte aufgrund spezieller Startvorrichtungen wie beispielsweise Katapulte

2.2.2.1 Skin-Panel-Methode

Die Skin-Panel-Methode nach Gundlach [3] ist eine Strukturauslegungsmethode für Strukturen, deren dominierenden Kräfte das Biegemoment um die x-Achse und die Querkraft in z-Richtung sind. Die Normalspannungen aus dem Biegemoment werden von diskreten, der Profilform folgenden Hautplatten getragen, die mit einem vertikalen Steg am Punkt der maximalen Profildicke verbunden sind, welche die Querkraftbelastung als Schub aufnehmen. Die resultierende, idealisierte Flügelstruktur wird in Abbildung 2.1 gezeigt.

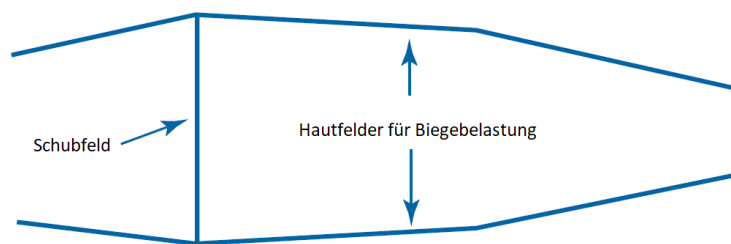


Abb. 2.1: Idealisierte Flügelstruktur nach Skin-Panel-Methode in Anlehnung an [3]

Die Skin-Panel-Methode wird angewendet, indem das Flügelprofil in obere und untere Hautfelder unterteilt wird. Der Schwerpunkt wird bestimmt und das Gesamtträgheitsmoment wird berechnet, indem die Trägheitsmomente der Einzelfelder aufsummiert werden. Die Lastmomente um den Schwerpunkt werden aus Biegemomenten und Querkraften bestimmt. Die Normalspannung jedes Hautfelds wird berechnet und auf die Hautdicke normiert. Die benötigte Hautdicke wird aus der maximalen Normalspannung des Materials und einem Sicherheitsfaktor berechnet. Die Dicke des Schubfelds wird aus der Geometrie, Schubspannung, maximalen Schubspannung des Materials und einem Sicherheitsfaktor berechnet. Das Gewicht wird aus dem Volumen und der Materialdichte der Hautfelder und des Schubfelds berechnet.

2.2.2.2 Vahana-Projekt

Diese Methode zur Massenabschätzung von eVTOL wurde vom Innovationszentrum Acubed von Airbus im Rahmen des Vahana-Projekts [15] entwickelt. Die Abschätzung wird nur für die Komponenten Flügel, Rumpf, Kabel und Propeller analytisch durchgeführt. Für sonstige Komponenten wie Avionik, Servomotoren, Fallschirmrettungssystem oder Fahrwerk werden entweder einfache Korrelationen oder fixe Massen vorgegeben.

Das Modell geht von einem ellipsoiden Rumpf und einem ungepfeilten elliptischen Flügel aus, dessen Profilquerschnitte über symmetrische vierstellige NACA-Profile approximiert werden können. Für die weiteren Berechnungen wurden Herstellerangaben für mehrere Stahl- und Aluminiumlegierungen, CFK-Strukturen und Acryl gemittelt und in einer Materialbibliothek gespeichert. Die Dimensionierung der Komponenten erfolgt nach den jeweiligen kritischen Lastfällen.

Der Flügel wird als Kragbalken modelliert. Hierzu wird zunächst das Flügelprofil anhand des Profildickenverhältnis in ein äquivalentes NACA-Profil umgewandelt. Die Flügelhaut wird ohne andere Konfiguration des Nutzers als Verbund aus einer CFK-Sandwichplatte mit Wabenkern, torsionsaufnehmendem biaxialen Kohlegewebebeschichten und einer Lackierung aufgebaut. Die Holmgeometrie wird anhand des Flügelprofils und der Positionen der Holmstege festgelegt. Der Holm besteht standardmäßig aus Holmgurten aus unidirektionalem und Holmstegen aus bidirektionalem CFK-Gewebe. Es folgt die Berechnung der angreifenden aerodynamischen Lasten. Für den Auftrieb wird eine elliptische Auftriebsverteilung angenommen. Aus der resultierenden Auftriebsverteilung wird zusammen mit Bezugsflügelteufe und dem Verhältnis aus Momenten- und Auftriebsbeiwert eine Torsionsverteilung berechnet. Die Lasten aufgrund des Luftwiderstands ergeben sich aus der Auftriebsverteilung durch die Gleitzahl des Flugzeugs. Auch der Einfluss der resultierenden Querkkräfte des Motorschubs wird berücksichtigt. Aus diesen Daten werden die Querkraft- und Momentenverläufe bestimmt, mit welchen nun die benötigten Dicken der lasttragenden Strukturen bestimmt werden. Zusammen mit der Dicke der sonstigen Strukturkomponenten und den jeweiligen Dichten werden nun die jeweiligen Gesamtmassenanteile bestimmt und aufaddiert. Die Berechnung der Propellermasse erfolgt mit notwendigen Modifikationen der angenommenen Geometrie analog.

Zur Berechnung der Rumpfmasse wird zunächst die Oberfläche des Ellipsoids bestimmt und aus der gewünschten Hautdicke und der Flächendichte das Gewicht der Rumpfhaut und einer Acrylglasshaube berechnet. Für die Fläche der Haube wird ein Achtel der Hautfläche angenommen. Der Aufbau der Rumpfhaut ist standardmäßig analog zu dem der Flügelhaut. Als nächstes wird analog die Masse eines zusätzlichen Kabinenschotts ermittelt. Die strukturelle Auslegung erfolgt durch eine Dimensionierung des lastaufnehmenden Rumpfbodens. Hierzu wird die benötigte Zusatzmasse zur Aufnahme der unterschiedlichen Lasten separat berechnet. Die betrachteten Fälle sind Querkraft und Biegemoment durch den Flügel beim maximalen zugelassenen Lastvielfachen sowie die Kräfte durch den Landestoß.

Die Analyse der Kabelmassen wird für Motorkabel und sonstige Kabel getrennt durchgeführt. Die Masse der Motorkabel werden anhand der Positionen der Motoren und ihrer maximalen benötigten Stromstärke dimensioniert. Die Masse der sonstigen Kabel wird durch die Länge der Motorkabel plus zehnfacher Rumpflänge und vierfacher Spannweite in Verbindung mit einer geschätzten Längendichte berechnet.

2.3 SUAVE

Im folgenden Abschnitt wird das genutzte Framework für die Implementierung der Massenabschätzungsmethode – das SUAVE – beschrieben. SUAVE wurde insbesondere im Hinblick auf den Entwurf von Fluggeräten entwickelt, die aufgrund neuartiger Konfigurationen oder Technologien nicht durch konventionelle Entwurfsmethoden abgedeckt werden. Die

Programmierung erfolgt durch einfach zu bedienende Anwendungsschnittstellen mit klar verständlicher Syntax, die auch mit minimaler Python-Erfahrung zugänglich ist. [16] Die Analyse neuartiger Fluggeräte erfordert von Entwurfswerkzeugen eine hohe Flexibilität, da häufig gleichzeitig Low-Fidelity-Analysen und High-Fidelity-Analysen genutzt werden müssen, da eventuell für die jeweilige Technologie noch keine Handbuchmethoden existieren. Beispielsweise könnten beim Einsatz einer neuen Art von Hochauftriebshilfe zur Berechnung der Aerodynamik Low-Fidelity-Methoden für das Cruise-Segment genutzt werden. Für Start und Landung können diese Werte mit Computational Fluid Dynamics (CFD)-Berechnungen ergänzt werden. SUAVE ermöglicht somit, Methoden höherer Komplexität und Genauigkeit nur an den Stellen zu nutzen, wo ihr Einsatz auch zu besseren Ergebnissen und nicht nur zu höherer benötigter Rechenleistung führt.

Eine Übersicht des Programmablaufs wird in Abbildung 2.2 gezeigt. Zu Beginn werden sämtliche vorhandenen Komponenten einer Fahrzeug-Dateistruktur hinzugefügt. Die Bezeichnung „Fahrzeug“ zeigt bereits den generalistischen Ansatz der Entwickler. Es werden verschiedenste Typen von Luftfahrzeugen wie Drehflügler, Blended Wing Body (BWB) und insbesondere UAS unterstützt. Der Benutzer wählt hierzu aus vorhandenen SUAVE-Komponentenklassen von Flügeln und Leitwerken bis zu bestimmten Batterietypen aus. Selbstverständlich ist auch die Definition von eigenen Komponentenklassen möglich, falls beispielsweise die Auswirkung einer neuartigen Batteriechemie analysiert werden soll. Eine derartige Komponentenklasse würde die Grundparameter und -analysen der Batteriekategorie vererbt bekommen und Parameterwerte wie beispielsweise Energiedichte oder Innenwiderstand mit neuen Daten überschreiben oder sogar neue Methoden hinzufügen. Die Eigenschaften der Komponenten müssen so detailliert parametrisiert werden, wie es die verwendeten Analysemethoden erfordern. Die Komponenten werden in die Klassen Tragflächen, Rumpfe, Schuberzeugung, Energie, Systeme und Nutzlasten eingeteilt. Die Fahrzeugklasse umfasst zusätzlich zu den einzelnen Komponentendaten auch Werte für flugzeugübergreifende Eigenschaften wie Gesamtmasse und Trägheitsmomente, die entweder vom Benutzer vorgegeben werden können oder aus den Komponentendaten berechnet werden. Zur Wahrung der Flexibilität werden bei der Definition eines Fahrzeugobjekts keine Annahmen zu später verwendeten Analysen getroffen. Notwendige Parameter, die die Analysen selbst betreffen, werden direkt in den jeweiligen Analyseobjekten festgelegt.

Zusätzlich zur Fahrzeug-Dateistruktur gibt es eine Konfigurations-Dateistruktur, in der Modifikationen an der vorhandenen Geometrie oder an den Flugzeugeigenschaften festgehalten werden. Beispielsweise können hier verschiedene Flugzeugkonfigurationen für verschiedene Missionsphasen festgelegt werden. Im jeweiligen Konfigurationsobjekt würden dann unter anderem die unterschiedlichen Klappenaußschläge für Start und Landung festgehalten werden. Zuletzt werden die Analysen und eine oder mehrere Flugmissionen definiert. Der Ablauf der für dieses Arbeit relevanten Teile wird in den folgenden Abschnitten beschrieben.

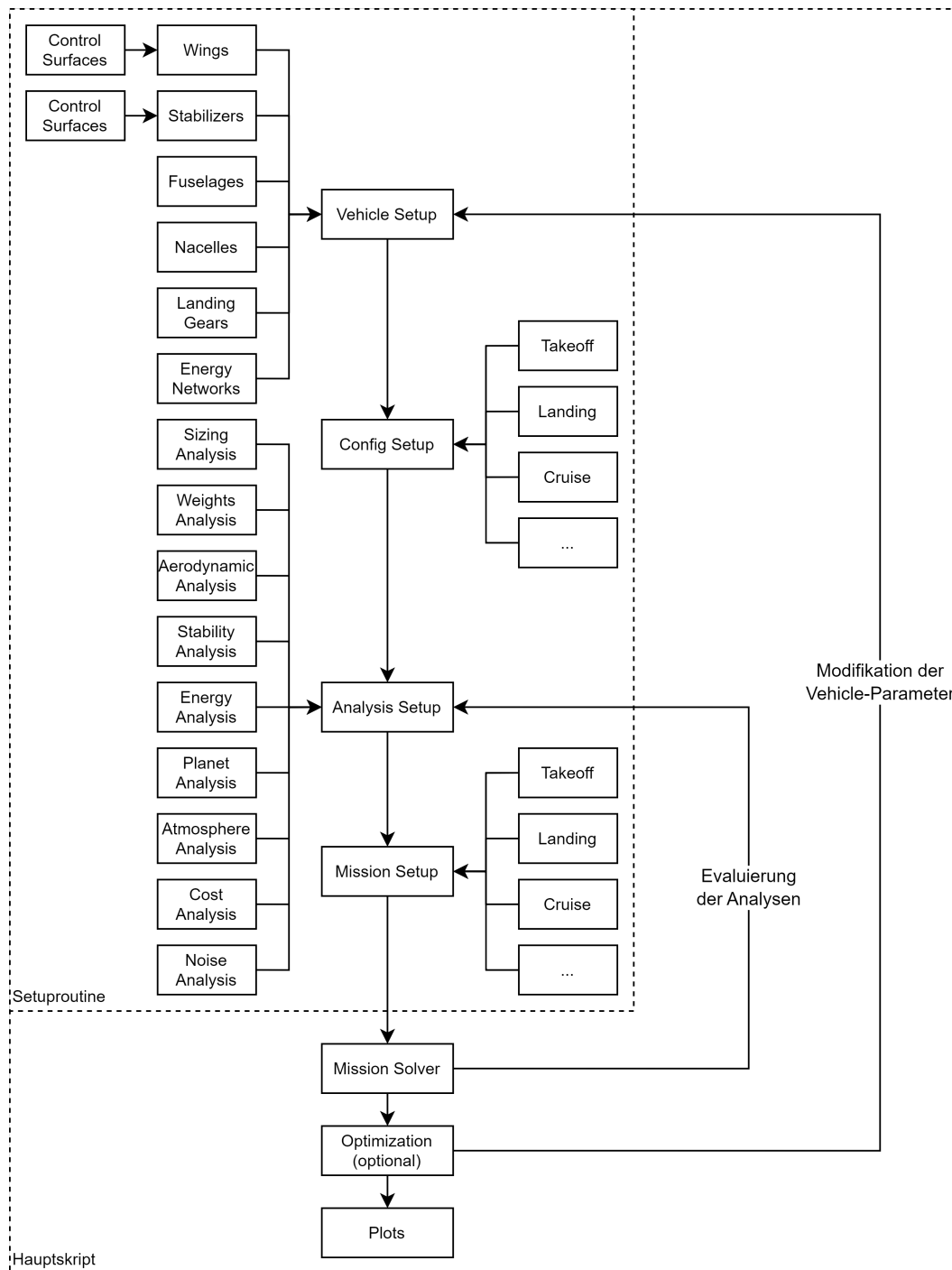


Abb. 2.2: Ablauf des Auslegungsprozesses in SUAVE

2.3.1 Analyse der Aerodynamik

Die Analyse der Flugzeugaerodynamik erfolgt in SUAVE über ein Ersatzmodell, in dem mithilfe der gewählten Analysemethoden Auftriebs- und Widerstandsbeiwert des Fluggeräts an einer festgelegten Anzahl von Kontrollpunkten ermittelt wird. Durch die Kontrollpunkte wird eine

Polynomfunktion gelegt, wodurch auch Werte zwischen den Punkten ermittelt werden können. Für spätere Stabilitätsanalysen wird auch die Kurve des Momentenbeiwerts gebildet. Durch diese Herangehensweise können beliebig komplexe aerodynamische Analysen durchgeführt werden, ohne Anpassungen an sonstigen Anwendungsmodulen zu erfordern. Im Folgenden werden die vorhandenen aerodynamischen Analysemethoden von SUAVE vorgestellt.

2.3.1.1 Fidelity Zero

„Fidelity Zero“ ist die erste Methode, die in SUAVE zur Analyse der Aerodynamik implementiert wurde. Die Methode bietet Verfahren für subsonische und supersonische Strömungsbedingungen. Im Unterschallbereich wird zunächst mithilfe einer Vortex Lattice Method (VLM) nach dem Verfahren von Owens [17] der Auftriebsbeiwert des Flügels für eine reibungsfreie Strömung bestimmt. Mit den Methoden von Shevell [18] werden Korrekturen für den Einfluss von Rumpf, Kompressibilität und Reibung vorgenommen, um den Gesamtauftriebsbeiwert des Flugzeugs zu ermitteln. Auch die Einflüsse von Hochauftriebshilfen wie Slats und Flaps auf den Auftriebsbeiwert werden mithilfe korrelationsbasierter Methoden abgebildet.

Im supersonischen Fall wird der Auftriebsbeiwert mit einer linearisierten Streifenmethode [18] bestimmt. Da viele Überschallflugzeuge im Unterschallbereich auf den zusätzlichen Auftrieb durch Wirbelbildung am Deltaflügel angewiesen sind, wird für die Wiedergabe dieses Phänomens die Methode von Polhamus [19] genutzt. Zur Bestimmung des Gesamtwiderstands werden zunächst die Werte für parasitären, auftriebsinduzierten und Kompressibilitätswiderstand sowie sonstige Widerstandsanteile ermittelt und addiert. Zur Ermittlung des parasitären Widerstands werden Tragflächen, Rumpfe sowie Triebwerksverkleidungen separat analysiert. Dazu wird ein mittels kompressibler Plattentheorie ermittelte Hautreibungsbeiwert mit der jeweiligen Bezugsfläche und einem Formfaktor multipliziert. Die Bestimmung des Formfaktors unterscheidet sich je nach Komponente und wird detailliert bei Shevell [18] beschrieben. Oberhalb Mach 0.95 wird die Kompressibilität bei der Bestimmung des Formfaktors der Rumpfe nicht mehr berücksichtigt und der Formfaktor des Flügels auf 1 gesetzt. Laut den Entwicklern tendiert diese Vereinfachung dazu, den parasitären Widerstand im Überschall zu unterschätzen [16].

Zur Bestimmung des auftriebsinduzierten Widerstands wird der eingangs mittels VLM bestimmte Auftriebsbeiwert in Gleichung 2.21 genutzt. Der Oswaldfaktor für den reibungsbehafteten Fall e wird nach Gleichung 2.22 aus dem reibungsfreien Oswaldfaktor e_{inviscid} gebildet. Der Korrekturfaktor k basiert auf einer Korrelation nach Flugtestdaten und kann [18] entnommen werden. Im Überschallbereich ist der Oswaldfaktor e nicht mehr relevant und wird daher auf 1 gesetzt [16].

$$C_{W,i} = \frac{C_A^2}{\pi \Lambda e} \quad \text{mit} \quad (2.21)$$

$$e = \frac{1}{\frac{1}{e_{\text{inviscid}}} + \pi \cdot \Lambda \cdot k \cdot C_{W,p}} \quad (2.22)$$

Zur Berechnung des Kompressibilitätswiderstands wird zunächst die kritische Machzahl M_{crit} unter Verwendung eines pfeilungskorrigierten Dickenverhältnis und Auftriebsbeiwerts sowie den Regressionskurven von Shevell [18] bestimmt. Der Kompressibilitätswiderstand

wird dann mittels der Korrelation in Gleichung 2.23 berechnet. Da die Korrelation nicht für Deltakonfigurationen gilt, wird in diesem Fall die kritische Machzahl auf 0.93 festgelegt [16].

$$C_{D_c} = 0.0019 \left(\frac{Ma}{Ma_{\text{crit}}} \right)^{14.641} \cos(\phi)^3 \quad (2.23)$$

Im Überschallbereich wird der Kompressibilitätswiderstand analytisch bestimmt. Das detaillierte Verfahren wird in [16] beschrieben.

2.3.1.2 AERODAS

Die AERODAS-Methode von Spera [20] ist eine empirische Methode zur Abschätzung des Verlaufs des Widerstands- und Auftriebsbeiwerts beliebiger Flügelprofile sowohl vor als auch nach einem Strömungsabriss. Dies birgt den Vorteil, dass beispielsweise auch die Aerodynamik von VTOL-Modellen in der Transitionsphase zwischen Schweben- und Geradeausflug berechnet werden kann [21]. Über eine auf der Flügelstreckung basierenden Korrekturformel können mit der Methode auch die Verläufe der Beiwerte von endlichen Tragflügeln ermittelt werden. Als Eingangsparameter werden lediglich einige markante Punkte der Verläufe wie Nullwiderstandsbeiwert, Nullauftriebswinkel, maximaler Anstellwinkel und die dazugehörigen Beiwerte sowie der Anstieg des Auftriebsbeiwerts im linearen Bereich benötigt.

2.3.1.3 AVL

Athena Vortex Lattice (AVL) ist ein Programm von Mark Drela [22] zur Berechnung der Aerodynamik von Tragflächen mittels einer erweiterten VLM. Auch die Aerodynamik von Rümpfen und Antriebsverkleidungen kann mittels der Theorie schlanker Körper ermittelt werden. Aufgrund der Implementierung in Fortran ist AVL sehr leistungsfähig. Die Verwendung in SUAVE erfolgt über eine Schnittstelle, welche die entsprechenden Eingabedateien generiert, die zur Ausführung von AVL benötigt werden. Diese umfassen die Geometriedaten des Flugzeugs und die Massen der einzelnen Komponenten sowie Angaben zu den zu analysierenden Strömungszuständen. Nach Ausführung von AVL werden die Ergebnisse wieder eingelesen und in das Ersatzmodell von SUAVE überführt.

2.3.1.4 SU2

Viele konventionelle Methoden sind nicht in der Lage, komplexere aerodynamische Effekte akkurat zu beschreiben. Dies ist besonders häufig bei neuartigen und unkonventionellen Konfigurationen der Fall. Um derartige Phänomene trotzdem analysieren zu können, bietet SUAVE auch eine Schnittstelle für CFD-Simulationen. Ein Überblick über den Ablauf einer Simulation und die verwendeten Anwendungen werden in Abbildung 2.3 gezeigt.

Zunächst werden vom Benutzer im SUAVE-Setup Geometriedaten und optionale Parameter zur Modifizierung der Netzgenerierung festgelegt. Aus diesen Daten wird über die Python-Schnittstelle von OpenVSP ein Oberflächennetz des Flugzeugs generiert. OpenVSP ist ein von der National Aeronautics and Space Administration (NASA) entwickeltes Programm zur parametrischen Beschreibung von Flugzeuggeometrien. Das Ergebnis wird an den Open-Source-Netzgenerator Gmsh übergeben, durch den ein Netz des Simulationsvolumens erstellt

wird. SUAVE erstellt nun für jeden Kontrollpunkt des Ersatzmodells eine Konfigurationsdatei für SU2 und führt danach die entsprechende CFD-Simulation aus. SU2 ist ein bereits vielfach validierter CFD-Löser von einem Entwicklerteam am gleichen Fachgebiet, am dem auch SUAVE entstanden ist. Standardmäßig wird ein Lösungsverfahren basierend auf der Euler-Gleichung eingesetzt, durch den die Strömung reibungsfrei simuliert wird. SUAVE nutzt deswegen nur die Simulationsergebnisse für den Auftrieb und berechnet den Widerstand nach dem in Abschnitt 2.3.1.1 beschriebenen Verfahren. Hierzu werden mit OpenVSP genauere Werte für die benetzte Oberfläche der einzelnen Komponenten bestimmt. Prinzipiell ist es für den Benutzer aber mit geringem Abwandlungen im Code möglich, andere Löser zu verwenden oder sonstige Simulationsergebnisse wie Widerstand und Moment des Flugzeugs in SUAVE weiterzuverwenden. Eine detaillierte Beschreibung der einzelnen Schritte findet sich bei MacDonald et al. [23].

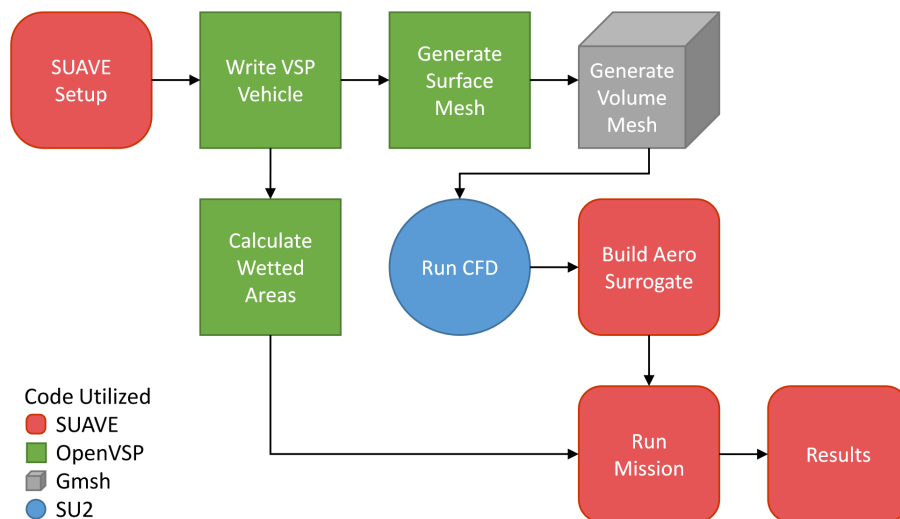


Abb. 2.3: Ablauf einer CFD-Simulation in SUAVE [23]

2.3.2 Massenabschätzung

Für die Massenabschätzung bietet SUAVE verschiedene, nach Flugzeugtyp aufgeteilte Methodiken an. Momentan werden Abschätzungen für Transportflugzeuge, BWB, elektrisch angetriebene VTOL-Flugzeuge (eVTOL) und UAS angeboten, für die zum Teil mehrere Verfahren implementiert wurden. Je nach verwendetem Verfahren müssen vom Benutzer zusätzlich zur maximalen Abflugmasse verschiedene Teilmassen als Startpunkt für die Iteration angegeben werden.

An für die Auslegung von UAS geeigneten Verfahren wurden die Verfahren von Noth (siehe Abschnitt 2.2.1.2), vom Vahana-Projekt (siehe Abschnitt 2.2.2.2) und vom Daedalus-Projekte (siehe Abschnitt 2.2.1.3) implementiert, die wie beschrieben allerdings stark auf bestimmte Typen von UAS eingeschränkt sind. Zusätzlich wurden die Verfahren nach Raymer [24], Wells et al. [25] und Shevell [18] für Transportflugzeuge implementiert. Für BWB wurde die Methode von Bradley und Kimmel [26] umgesetzt. Aufgrund unterschiedlicher Anforderungen und Annahmen sind diese Verfahren für die Massenabschätzung von UAS nicht geeignet und

werden daher nicht genauer betrachtet. Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Massenabschätzungsmethode soll daher ein möglichst breites Spektrum an verschiedenen Typen von Starrflügel-UAS abdecken, um noch vorhandene Lücken in der Anwendbarkeit der Methoden zu schließen.

2.3.3 Stabilitätsanalyse

Die Stabilitätsanalyse eines Flugzeugs wird in SUAVE getrennt für statische und dynamische Stabilität durchgeführt. Die Berechnung der statischen Stabilität folgt der Methode von Roskam [27] für Drachenflugzeuge. Bei der Analyse der Längsstabilität werden sowohl sämtliche Flächen als auch der Einfluss des Rumpfes berücksichtigt. Hierbei wird der Einfluss der i -ten Fläche zu Momentenanstiegs- und Nullauftriebsmomentenbeiwert mit den Gleichungen 2.24 und 2.26 nach Shevell [18] berechnet. Der geklammerte Term drückt hierbei die anstellwinkelabhängige Veränderung des Flügelnachlaufs aus. Der Einfluss des Rumpfes wird über die Methode von Gilruth und White [28] in Gleichung 2.25 erfasst. Der Korrekturfaktor k_{fuse} beschreibt hierbei den Einfluss die Flügelpositionierung in Längsrichtung.

$$C_{M\alpha,i} = -\frac{C_{L\alpha,i} \cdot r_i \cdot S_i \cdot q_i}{l_\mu \cdot S_{\text{wing}}} \left(1 - \frac{2C_{L\alpha,\text{wing}}}{\pi \Lambda_{\text{wing}}} \right) \quad (2.24)$$

$$C_{M\alpha,\text{fuse}} = \frac{k_{\text{fuse}} \cdot b_{\text{fuse}}^2 \cdot l_{\text{fuse}}}{S_{\text{wing}} \cdot l_\mu} \quad (2.25)$$

$$C_{M(\alpha=0),i} = C_{m(\alpha=0),i} + \frac{C_{L0,i} \cdot r_i \cdot S_i \cdot q_i}{l_\mu \cdot S_{\text{wing}}} \left(1 - \frac{2C_{L\alpha,\text{wing}}}{\pi \Lambda_{\text{wing}}} \right) \quad (2.26)$$

Der Wert für die anstellwinkelabhängige Veränderung des Auftriebsbeiwerts der i -ten Fläche $C_{L\alpha,i}$ wird nicht aus den Ergebnissen vorheriger aerodynamischer Analysen gebildet. Stattdessen erfolgt eine Abschätzung nach der DATCOM-Methode [29] in Gleichung 2.27.

$$C_{L\alpha,i} = \frac{2\pi \cdot \Lambda_i}{2 + \sqrt{\left(\frac{2\pi \Lambda_i}{C_{L\alpha,i}} \right)^2 (1 + \tan^2 \phi_i - Ma^2) + 4}} \quad (2.27)$$

Aus dem Verhältnis der anstellwinkelabhängigen Veränderung von Momenten- und Auftriebsbeiwert wird nun die Stabilitätsreserve ermittelt, aus der wiederum zusammen mit Schwerpunktslage in Längsrichtung und Bezugsflügeltefe der Neutralpunkt des Flugzeugs berechnet werden kann.

Die Ermittlung des schiebewinkelabhängigen Giermomentenbeiwerts erfolgt getrennt für die Einflüsse von Rumpf und Seitenleitwerk ebenfalls nach der Methode von Roskam [27] und wird in den Gleichungen 2.28 und 2.29 gezeigt. Der Einfluss des Flügels wird nicht betrachtet.

$$C_{N\beta,\text{fuse}} = -57.3 \frac{k_{\text{if}} \cdot k_{\text{reyn}} \cdot S_{\text{fuse}} \cdot l_{\text{fuse}}}{S_{\text{wing}} \cdot b_{\text{wing}}} \quad (2.28)$$

$$C_{N\beta,\text{vt}} = -C_{Q\beta,\text{vt}} \left(\frac{r_{\text{vt}}}{b_{\text{wing}}} \right) \quad (2.29)$$

Die Faktoren k_{if} und k_{reyn} beschreiben hierbei die Effekte von Interferenzen zwischen Flügel und Rumpf und den Einfluss der Reynoldszahl des Rumpfes. Die Berechnung des Schiebeseitenkraft-Derivativ $C_{Q\beta}$ für den Einfluss des Seitenleitwerks wird detailliert in der Quelle beschrieben. Zur Analyse der dynamischen Stabilität wurden zwei Methoden unterschiedlichen Detailgrads nach Blakelock [30] implementiert. Erstere basiert auf Abschätzungen während für die zweite linearisierte Bewegungsgleichungen aufgestellt und untersucht werden. Für beide Verfahren müssen die Trägheitsmomente des Flugzeugs angegeben werden, da momentan noch keine Methode zur Berechnung aus den Massen der Einzelkomponenten in SUAVE implementiert wurde. Falls die zur Stabilitätsanalyse erforderlichen Beiwertsderivative nicht bekannt sind, bietet SUAVE Methoden zur Abschätzung nach der DATCOM-Methode. Ausnahmen sind Schiebeseitenkraft-, Schieberoll- und Rollroll-Derivativ, da hierfür bei DATCOM keine Abschätzungen existieren. Ergebnis der Berechnung sind Werte für Dämpfung und Eigenfrequenz von Anstellwinkelschwingung, Phygoide und Taumelschwingung sowie die Zeitkonstanten für Roll- und Spiralbewegung.

2.3.4 Analyse des Energienetzwerks

Eine akkurate Bestimmung der Leistungsdaten des Antriebssystems eines Luftfahrzeugs ist essentiell für die Analyse seiner Flugleistungen. Um eine möglichst breite Palette an möglichen Antriebssystemen abdecken zu können, erfolgt die Modellierung dieser Systeme in SUAVE über sogenannte Energienetze, in denen je nach verwendetem System verschiedene Antriebskomponenten und ihre jeweiligen Eigenschaften miteinander verknüpft werden. Je nach Komponente reicht der Detailgrad der Modellbildung von einfachen vorgegebenen Effizienzfaktoren bis zu physikbasierten Modellen. Durch eine Kombination der in SUAVE bereits implementierten Komponenten können sowohl Verbrennungsmotoren wie Turbojets, Turbofans, Kolbenmotoren, Ramjets und Raketenantriebe als auch batterieelektrische, solar-elektrische und hybride Systeme analysiert werden [16]. In Abbildung 2.4 wird exemplarisch der Aufbau eines Energienetzwerkes für einen parallel-hybriden Turbojet dargestellt.

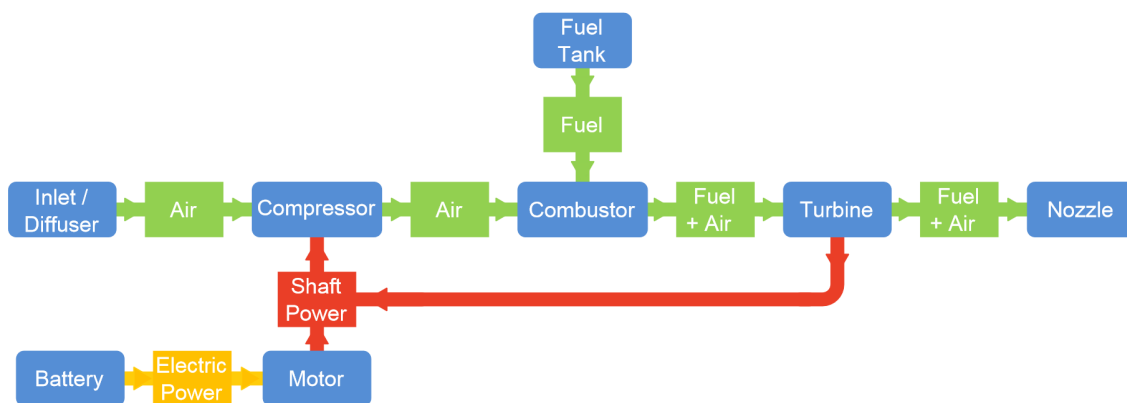


Abb. 2.4: Energienetzwerk eines parallel-hybriden Turbojets [16]

Abgerundete Symbole stellen hierbei in SUAVE modellierte Antriebskomponenten und eckige Symbole verschiedene Formen des Energieaustauschs zwischen den Komponenten dar. Falls das entsprechende Energienetzwerk nicht bereits in SUAVE implementiert ist, müssen diese

Schnittstellen und somit die zu untersuchenden Parameter und Variablen der Komponenten durch den Benutzer definiert werden.

2.3.5 Missionsanalyse

In der Missionsanalyse von SUAVE werden die in den vorherigen Abschnitten beschriebenen Analysen der verschiedenen Disziplinen des Flugzeugentwurfs zusammengeführt. Hierzu werden eine oder mehrere zunächst leere Missionen erstellt und sequentiell mit Missionssegmenten gefüllt. Jedes dieser Segmente enthält eine Datenstruktur mit den Zustandsdaten des Luftfahrzeugs wie Position und Geschwindigkeit sowie des aerodynamischen Umfelds wie Luftdruck und -dichte. Lediglich die durch die Missionseigenschaften definierten Parameter sind zu Beginn festgelegt. Sonstige Variablen werden erst im Verlauf der Missionsanalyse mit den sich aus den sonstigen Analysen ergebenden Werten beschrieben. Nach dieser Initialisierung wird die Zustandsdatenstruktur mit einer durch den Benutzer definierte Anzahl an Kontrollpunkten erweitert. Nun werden für jeden dieser Kontrollpunkte die Bewegungsgleichungen für das Luftfahrzeug iterativ gelöst, so dass die Residuen der Analysen bis zu einem durch den Benutzer festgelegten Abbruchwert konvergieren. Die Zustandsdaten des Missionssegments werden danach als Startwert an das folgende Segment übergeben.

3 Methodik

In diesem Kapitel wird detailliert auf das Vorgehen bei der Entwicklung der Massenabschätzungsmethode eingegangen. Hierzu wird zunächst auf den prinzipiellen Aufbau der Regressionsdatenbank und die verwendeten Quellen für die Daten der einzelnen Modelle eingegangen. Es folgt eine Beschreibung des Verfahrens zur dynamischen Bildung von Regressionskurven zur Handhabung des unterschiedlichen Detailgrads der Modelldaten aus der Regressionsdatenbank. Als nächstes wird die Abschätzung der maximalen Abflugmasse als Startwert für folgende Analysen erläutert. Dem folgen die Abschätzungen der Gesamtstrukturmasse sowie der Strukturmasse der Einzelkomponenten Flügel, Rumpf, Leitwerk, Antriebssystem, Fahrwerk und Avionik. Zuletzt wird die Integration der Methodik in die Auslegungsumgebung SUAVE beschrieben.

3.1 Aufbau der Regressionsdatenbank

Beim Aufbau einer Regressionsdatenbank für UAS müssen zunächst mehrere Herausforderungen bewältigt werden. Das erste Problem ist die Datenbeschaffung. Im Gegensatz zur bemannten Luftfahrt ist es schwieriger, qualitativ hochwertige Daten zu sammeln, da die Konfigurationsparameter von UAS meist unzureichend oder überhaupt nicht dokumentiert sind. Dies trifft insbesondere auf Modelle aus dem Hobbybereich zu. Im militärischen Bereich wiederum können detaillierte Eigenschaften der Geheimhaltung unterliegen. Aus diesem Grund ist für die vollständige Erfassung aller Parameter häufig eine manuelle Nachbearbeitung notwendig, die durch eigene Messungen, welche eine Verfügbarkeit des entsprechenden UAS voraussetzen, ergänzt werden muss. Auch die Datenreinheit muss berücksichtigt werden. Die gesammelten Daten müssen konsistent sein, um valide Regressionsergebnisse zu gewährleisten. Dies bedeutet insbesondere, dass unterschiedlichen Einheiten der Herstellerangaben berücksichtigt und entsprechend umgerechnet werden, was vor allem bei der automatischen Erfassung von Daten zu Problemen führen kann. Der letzte Punkt ist die Integration der Daten. Zur späteren Bildung der Regressionskurven müssen die Daten in einem Format vorliegen, dass durch Python eingelesen und bearbeitet werden kann. Zusätzlich ist es sinnvoll, die Daten so abzuspeichern, dass sie später durch den Benutzer einfach geändert oder neue Einträge hinzugefügt werden können. Aus diesen Gründen wurde als Speicherformat eine Excel-Tabelle gewählt. Zusätzlich werden sämtliche Einträge und Bezeichnungen in englischer Sprache vorgenommen.

Die Zellen der ersten beiden Zeilen dienen dem Benutzerverständnis und werden daher später nicht durch Python eingelesen. Die erste Zeile beinhaltet den jeweiligen Parameternamen und dazugehörige Kommentare, wie beispielsweise mögliche Materialtypen oder welche Massenanteile in der Leermasse zu berücksichtigen sind. In der zweiten Zeile werden die Einheiten definiert, in denen die einzelnen Parameter anzugeben sind. Die dritte Zeile enthält den später

in Python verwendeten Variablennamen für den Parameter. Danach folgen die Daten der einzelnen UAS. Die erfassten Parameter werden in Tabelle 3.1 gezeigt.

Allgemeine Informationen	Flügel & Leitwerke	Rumpf
Name	Hauptmaterial	Hauptmaterial
Typ	Spannweite	Länge
Notizen	Fläche	Max. Durchmesser
Leermasse	Streckung	Masse
Nutzlastmasse	Profiltiefe innen	
Energiemasse	Zuspitzung	
Typ. Abflugmasse	Anzahl Steuerflächen	
Max. Abflugmasse	Masse Stellmotoren	
Quelle	Strukturmasse	
Fahrwerk	Antriebssystem	Leistungsdaten
Modellname	Modellname	Reisefluggeschwindigkeit
Typ	Typ	max. Geschwindigkeit
Einziehbarkeit	Leistung	Reichweite
Masse	Anzahl	Flugzeit
	Masse	

Tab. 3.1: Erfasste Parameter der UAV-Datenbank

Im Folgenden werden nun die Besonderheiten bei der Definition der einzelnen Parameter erläutert. Als Auswahlmöglichkeiten für den Modelltyp gibt es momentan die in Kapitel 2.1 detailliert beschriebenen Typen in den englischen Bezeichnungen *Jagdflugzeug*, *Segler*, *Kunstflug*, *Jet*, *Racing*, *Nurflügler* und *Trainer*. Die Nutzlastmasse beinhaltet hierbei sowohl die Masse der Nutzlast selbst sowie sämtliche Zusatzgewichte zur Integration wie beispielsweise Montagekomponenten oder Kabel zur Stromversorgung und Datenübertragung. Die Leermasse setzt sich aus den Teilmassen für Struktur, Antriebssystem sowie fest eingebaute Ausrüstung zusammen und folgt damit der Definition des Operating Empty Weight (OEW) aus der bemannten Luftfahrt. Die Strukturmasse setzt sich aus den Massen von Flügel, Leitwerk, Rumpf, Antriebsverkleidung und Fahrwerk zusammen. Die Masse des Antriebssystems beinhaltet die Masse des uneingebauten Antriebs, eventuell verwendeter Propeller sowie Zusatzmassen durch Tanksysteme und weitere Antriebskomponenten wie beispielsweise Electronic Speed Control (ESC) für Elektromotoren oder Steuergeräte für Turbinen. Die Masse des Tanksystems beinhaltet zusätzlich zur Masse des Tanks auch sämtliche benötigten Ventile, Schläuche und Pumpen. Akkus werden trotz der festen Installation nicht für die Masse des Antriebssystems berücksichtigt, um Konsistenz zwischen elektrischen und mit Verbrennungsmotoren angetriebenen UAS zu wahren. Die zusätzliche fest verbaute Ausrüstung von UAS bezieht sich insbesondere auf die einen unbemannten Flug ermöglichenden Avionikkomponenten. Diese beinhalten die verbaute Flugregelung, bestehend aus Autopilot und dazugehöriger Sensorik sowie Komponenten zur Datenkommunikation mit der Bodenstation und zur Stromversorgung. Weitere Bestandteile der fest eingebauten Ausrüstung sind beispielsweise Ballastgewichte oder die Befeuerung des UAS. Die typische Abflugmasse wird als weiterer Parameter aufgeführt, da die Hersteller insbesondere im Hobbybereich nur sehr selten Werte für die maximale Abflug-

masse bereitstellen, sondern eher typische Abflugmassen für bestimmte erprobte Antriebs- und Energiespeicherkombinationen angeben. Meist ist es möglich, das UAS auch oberhalb dieser typischen Abflugmasse zu betreiben, bei Beachtung einer eventuellen Verschlechterung der Flugleistungen.

Für Flügel, Höhen- und Seitenleitwerk wird jeweils der gleiche Parametersatz erfasst. Für das verwendete Hauptmaterialtyp stehen momentan die Auswahlmöglichkeiten FVK, Holz, Schaum sowie Bespannung zur Verfügung. Diese Zuordnung ist inhärent ungenau, da beim Bau von UAS häufig Kombinationen aus verschiedenen Materialien verwendet werden. Aus diesem Grund hat der Benutzer die Möglichkeit, auch neue Hauptmaterialien oder Materialkombinationen zu definieren und entsprechende Einträge der Datenbank hinzuzufügen. Für die Parameter Spannweite, Fläche und Streckung reicht die Angabe zweier Werte, da beim Einlesen in Python der dritte Wert anhand der Definition der Streckung in Gleichung 3.1 automatisch berechnet wird.

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} \quad (3.1)$$

Bei der Angabe der Steuerflächen wird das Vorhandensein von Steuerflächen, Störklappen und Hochauftriebshilfen untersucht. Unterschiedliche Bauweisen, beispielsweise für die Landeklappen, werden nicht berücksichtigt, da sämtliche untersuchte Flugzeuge entweder Wölbklappen oder gar keine Hochauftriebshilfen haben. Bei Höhen- und Seitenleitwerk wird nur untersucht, ob Ruder vorhanden sind oder es sich um ein integrales Leitwerk handelt, wie es häufig bei den Pendelhöhenleitwerken von Segelmodellen zu beobachten ist.

Für Rumpf und eventuelle Antriebsverkleidungen wird ebenfalls jeweils der gleiche Parametersatz erfasst. Bei nicht kreisförmigen Querschnitten wird entsprechend der größere Wert von Breite und Höhe für den maximalen Durchmesser eingetragen.

Mögliche Auswahlmöglichkeiten für den Fahrwerkstyp sind Spornrad- (*Conventional*), Bugrad- (*Tricycle*) und Tandemfahrwerk (*Tandem*). Zusätzlich wird vermerkt, ob das Fahrwerk einziehbar oder fest verbaut ist.

Mögliche Auswahlmöglichkeiten für den Typ des Antriebssystems sind Strahltriebwerk (*Jet*), Propellerturbine (*Turboprop*) und Kolbenmotor (*Reciprocating*) für Verbrennungsmotoren sowie Propeller (*Propeller*) und Mantelpropeller (*EDF*) für elektrische Antriebe. Die Leistungsangabe erfolgt für Strahltriebwerke nach Strahlleistung, für Propellerturbinen und Kolbenmotoren nach Wellenleistung und für die elektrischen Antriebe nach aufgenommener elektrischer Leistung.

Nach diesem Schema wurden die Parameter von diversen Modellen aus Quellen unterschiedlichen Detailgrads zusammengetragen. Ein Überblick über die verwendeten Quellen wird in Tabelle 3.2 dargestellt. Die Zahlen in Klammern hinter den erfassten Parametern bezeichnet die Anzahl an Modellen, für die der jeweilige Parameter bestimmt werden konnte.

Quelle	Modellzahl	Erfasste Parameter
Eigene Datenerfassung	35	Sämtliche in Tab. 3.1 genannten mit Ausnahme der Leistungsdaten
Janes All the World's Aircraft Unmanned	367	Leermasse (134) Nutzlastmasse (335) Energimasse (58) max. Abflugmasse (358) Länge (322) Rumpfdurchmesser (24) Flügelspannweite (365) Flügelfläche (62) Reisefluggeschwindigkeit (250) Maximale Fluggeschwindigkeit (291) Reichweite (283) Flugzeit (346)
f3xvault.com	267	Strukturmasse (267) typ. Abflugmasse (233) Länge (185) Flügelspannweite (259) Flügelfläche (202) Leitwerksfläche (133) Leitwerkstyp (184) Rumpfmateriail (243) Flügelmaterial (241) Leitwerksmaterial (224)
air-rc.com	1782	Strukturmasse (865) typ. Abflugmasse (1689) Länge (1738) Flügelspannweite (1775) Flügelfläche (542)

Tab. 3.2: Datenquellen der Regressionsdatenbank

Die Quellenangabe „Eigene Datenerfassung“ bezieht sich auf Modelle, die entweder durch den Autor händisch vermessen wurden oder deren Parameter anhand von Dreiseitenansichten und detaillierten Angaben der Eigenschaften der untersuchten Komponenten bestimmt werden konnten. Die manuell vermessenen Modelle stammen aus dem Fundus der Abteilung Unbemannte Luftfahrtsysteme des Instituts Flugsystemtechnik des DLR sowie dem privaten Bestand des Autors. Für die Modelle, deren Parameter anhand einer vorhandenen Dokumentation bestimmt werden konnten, wurde auf die Daten der Modelle von Mark Drela [31] und Gavrylko Volodymyr [32] zurückgegriffen.

„All The World's Aircraft Unmanned“ [33] ist ein umfassendes Nachschlagewerk über unbemannte Luftfahrzeuge, das von der britischen Verlagsgruppe Jane's Information Group veröffentlicht wird. Das Buch enthält eine detaillierte Zusammenstellung von Informationen über verschiedenen Arten von UAS, Luftzielen, Kontroll- und Kommunikationssystemen sowie

Start- und Landesystemen. Das Buch enthält Informationen zu Herstellern, technischen Daten, Einsatzgebieten und Fähigkeiten diverser UAS, die in verschiedenen Ländern auf der ganzen Welt eingesetzt werden. Das Buch ist ein renommiertes Nachschlagewerk, das von Experten auf diesem Gebiet zusammengestellt wurde. Es bietet daher eine höhere Zuverlässigkeit der Informationen im Vergleich zu den nicht überprüften oder ungenauen Informationen, die online verfügbar sind. Nichtsdestotrotz werden nicht alle prinzipiell erfassten Konfigurationsparameter auch für alle Modelle angegeben. Dafür liefert das Buch auch umfangreiche Informationen zu Leistungsdaten wie Fluggeschwindigkeit und Reichweite, die bei den anderen Quellen meist nicht vorhanden sind.

Die Website „f3xvault.com“ [34] stellt eine Datenbank von aktuell 647 Flugzeugmodellen bereit. Bei den erfassten Modellen handelt es sich größtenteils um Segelflugzeugmodelle. Ein Großteil der Parameter in Datenbank kann über eine Anwendungsprogrammierschnittstelle (API) direkt ausgelesen werden. Zur Erfassung sonstiger Parameter wird ein pythonbasiertes Web Scraping der jeweiligen Modellwebsite durchgeführt. Da für diese Arbeit nur Modelle mit angegebenen Strukturgewicht relevant sind, werden die restlichen Modelle nicht in die Regressionsdatenbank übernommen. Da die angegebenen Daten in unterschiedlichen Einheiten angegeben sind, findet eine automatische Umrechnung in die in der Regressionsdatenbank verwendete Einheit statt. Bei der Analyse der Datenpunkte fällt auf, dass teilweise falsche Einheiten angegeben oder die Werte komplett falsch sind. Aus diesem Grund wird für die Daten eine Plausibilitätsprüfung anhand der Grenzen in Tabelle 3.3 durchgeführt. Falls Parameter außerhalb dieser Grenzen liegen wird das entsprechende Modell markiert und die Werte gegebenenfalls manuell korrigiert. Zusätzlich ist anzumerken, dass die Leermasse meist mit einer oberen und unteren Wert angegeben wird. Ein exemplarischer Abgleich mit Herstellerangaben ergibt, dass der untere Wert sich auf das Strukturgewicht bezieht und der obere Wert das Gewicht im Sinne des OEW darstellt. Allerdings wurden auch hier Inkonsistenzen festgestellt, so dass zur Verbesserung der Genauigkeit der Regression eine genauere Überprüfung in Folgearbeiten sinnvoll erscheint.

Parameter	Untere Grenze	Obere Grenze
Massen [g]	100	25 000
Flügelfläche [dm^2]	10	100
Spannweite [mm]	400	10 000
Länge [mm]	200	5 000
Flächenbelastung [$\frac{g}{dm^2}$]	10	200
Streckung [–]	3	25

Tab. 3.3: Plausibilitätsgrenzen

Die Website „air-rc.com“ [34] umfasst eine Datenbank von aktuell 3818 Modellen. Zusätzlich zu Flugzeugmodellen umfasst die Datenbank auch Daten von Helikoptern und Multikoptern, die für diese Arbeit jedoch nicht relevant sind. Die Flugzeugmodelle sind zusätzlich in die Unterkategorien *Aerobatics*, *Biplanes*, *Vintage*, *Jets & EDF*, *Mini Aircrafts*, *Indoor Planes*, *Racing*, *Seaplanes*, *Warbirds*, *Wings*, *VTOL* und *3D Printed* unterteilt, wobei die Modelle teilweise auch mehreren Kategorien zugeordnet sind. Da die Website nicht über eine API verfügt, werden sämtliche Daten über ein pythonbasiertes Web Scraping erfasst. Für nahezu alle Modelle

werden Flügelspannweite, Länge und Gewicht angegeben. Ein exemplarischer Abgleich mit Herstellerdaten ergibt, dass die Gewichtsangabe nicht konsistent ist, da sie sich wechselnd auf Strukturgewicht, OEW oder Maximum Takeoff Weight (MTOW) bezieht. Aus diesem Grund werden diese Daten wenn möglich aus den Detailangaben zum jeweiligen Modell bezogen und zum Teil manuell korrigiert. Zusätzlich werden die Werte auch hier anhand der Plausibilitätsgrenzen aus Tabelle 3.3 validiert.

Abschließend ist festzustellen, dass nur bei eigenen Vermessungen oder im Modellseglerbereich der Detailgrad der Informationen ausreichend ist, um eine Strukturmassenabschätzung nach einzelnen Komponenten durchzuführen. Eine Abschätzung der Gesamtstrukturmasse lässt sich jedoch bereits zum jetzigen Zeitpunkt für alle Modelltypen durchführen.

3.2 Verfahren zur dynamischen Bildung von Regressionen

Bei der Analyse der gewonnenen Daten fällt rasch auf, dass die Konfigurationsparameter der Modelle in der Datenbank je nach Modelltyp unterschiedlich starken Einfluss auf die sich ergebenden Strukturmassen haben. Beispielsweise sind die Flügel von Segelmodellen meist wenig oder gar nicht gepfeilt, so dass die Einbeziehung dieses Parameters in Regressionsmodelle nur sehr geringe Auswirkungen auf die resultierenden Massen hat. Zusätzlich müssen die gewählten Parameter überhaupt erst gegeben sein, was bei der ungleichen Datenlage der Modelle der Datenbank bei der Einbeziehung zu vieler Parameter zu einer Reduzierung der Anzahl an Modellen führt, auf deren Basis das Regressionsmodell bestimmt wird. Falls die Menge hierdurch zu stark reduziert wird, verschlechtert sich die Genauigkeit der Ergebnisse des Regressionsmodells immer weiter. Aus diesem Grund wurde für die Bildung dieser Regressionen ein Verfahren entwickelt, welches eine dynamische Auswahl der unabhängigen Variablenparameter ermöglicht.

Zu Beginn kann der Benutzer die Datenbank zunächst auf Modelle mit gewissen Eigenschaften einschränken. Sinnvoll ist meist die Einschränkung auf einen speziellen Modelltyp wie beispielsweise Segelflugzeuge. Als nächstes wählt der Benutzer die Parameter aus, die in das Regressionsmodell der jeweiligen Komponente mit einbezogen werden sollen. Dies können beispielsweise die Flügelfläche S_{wing} , die Flügelstreckung Λ_{wing} und der Hauptmaterialtyp des Flügels sein. Das Programm verwirft nun alle Modelle, bei denen nicht alle ausgewählten Konfigurationsparameter angegeben sind. Die Anzahl verbleibender Modelle wird dem Benutzer ausgegeben, so dass dieser - falls nötig - die Einschränkungen lockern oder weitere Modelle in die Datenbank eingeben kann. Dies erfordert eine Abwägung des Benutzers zwischen einer hohen Modellzahl einerseits und einer präzisen Beschränkung auf Modelle hoher Ähnlichkeit andererseits.

Nun wird eine Regressionsfunktion nach dem Schema in Gleichung 3.2 aufgestellt. Hierbei ist die Variable F ein Multiplikationsfaktor zur Skalierung des Ergebnisses. $F_{1,...,l,1,...,m}$ sind qualitative Konfigurationsparameter wie beispielsweise der Materialtyp. Für l Parameter gibt es m Auswahlmöglichkeiten. Auswahlmöglichkeiten wären für das Material beispielsweise FVK, Schaumstoff oder Holz. Die Parameter erhalten 0 oder 1 als Exponenten, je nachdem, welche Auswahlmöglichkeit auf das jeweilige Modell zutrifft. Bei $P_{1,...,n}$ handelt es sich um quantitative Konfigurationsparameter, deren Gewichtung durch den Exponenten $E_{1,...,n}$ festgelegt wird. Dieses Schema für Regressionsgleichungen wird in der Literatur häufig benutzt,

was sich auch in den vorgestellten empirischen Methoden zur Massenabschätzung aus Abschnitt 2.2.1 zeigt. Auch Gundlach schlägt diesen grundlegenden Gleichungsaufbau für neue Massenabschätzungen explizit vor. [3]

$$W = F \cdot F_{1,1}^{(0|1)} \cdot \dots \cdot F_{l,m}^{(0|1)} \cdot P_1^{E_1} \cdot \dots \cdot P_n^{E_n} \quad (3.2)$$

Die Ermittlung der Koeffizienten erfolgt nun über eine Linearisierung des Ansatzes durch die Anwendung des Logarithmus. Die sich ergebende Gleichung wird in Formel 3.3 gezeigt.

$$\log(W) = \log(F) + (0|1) \log(F_{1,1}) + \dots + (0|1) \log(F_{l,m}) + E_1 \log(P_1) + \dots + E_n \log(P_n) \quad (3.3)$$

Das Optimierungsproblem wird nach der Methode der Minimierung der Fehlerquadrate durch die *lsq_linear*-Funktion des *scipy*-Pakets [35] gelöst. Hierzu wird nach dem Minimum des Fehlers F der Gleichung 3.4 gesucht.

$$F = 0.5 \|Ax - b\|^2 \quad (3.4)$$

Die Einträge der Matrix A lauten in der ersten Spalte 1, um den Multiplikationsfaktor F abzubilden. Die nächsten Spalten enthalten Nullen und eine 1 bei der zutreffenden Auswahlmöglichkeit eines qualitativen Konfigurationsparameters. Die letzten Spalten enthalten den Logarithmus des Werts des jeweiligen Konfigurationsparameters eines Modells. Vektor x stellt die zu bestimmenden Werte für den Multiplikationsfaktor, die Faktoren der quantitativen Parameter und die Exponenten der qualitativen Parameter dar. Vektor b enthält die Logarithmen der Masse des Modells oder der Modellkomponente. Da das Optimierungsproblem konvex ist, stellt ein gefundenes Minimum auch das globale Minimum dar. Der Benutzer hat zusätzlich die Möglichkeit, Nebenbedingungen für die einzelnen Variablen vorzugeben, was sinnvoll sein kann, wenn die Korrelation eines Parameters bereits bekannt ist, dieser aber aufgrund einer zu geringen Datenbasis unplausible Werte annimmt. Beispielsweise führt eine Zunahme der maximalen Abflugmasse tendenziell auch zu einer Erhöhung der dazugehörigen Strukturmasse, weshalb der Exponent für diesen Konfigurationsparameter in jedem Fall positiv sein muss. Nach Ausführen der Optimierung wird auf den gefundenen Wert für den Multiplikationsfaktor F und die Faktoren der qualitativen Parameter noch die Exponentialfunktion als Umkehrfunktion des Logarithmus angewandt. Zusätzlich wird die durchschnittliche prozentuale Abweichung der Abschätzung zur realen Masse angegeben, wodurch Rückschlüsse auf die Qualität der Regression gezogen werden können.

Zusätzlich hat der Benutzer auch die Möglichkeit, eigene Regressionsgleichungen anzugeben, die vom Schema in Gleichung 3.2 abweichen. Dies kann sinnvoll sein, wenn beispielsweise eine Regressionsgleichung aus der Literatur auf einen neuen Datensatz angepasst werden soll. Dazu wird eine nichtlineare Regression nach der Methode der Minimierung der Fehlerquadrate durch die *curve_fit*-Funktion des *scipy*-Pakets [35] durchgeführt. Der Benutzer hat auch hier die Möglichkeit, Nebenbedingungen für die einzelnen Variablen vorzugeben. Weiterhin hat der Benutzer die Auswahl zwischen verschiedenen Optimierungsmethoden:

- Levenberg-Marquardt (*lm*): Nur anwendbar, wenn keine Nebenbedingungen definiert sind und die Modellzahl größer als die Anzahl an Variablen ist. Dafür sehr effizient und robust. [36]
- Trust Region Reflective (*trf*): Anwendbar sowohl mit als auch ohne Nebenbedingungen, dafür weniger effizient. [37]
- Rectangular Trust Region (*dogbox*): Anwendbar sowohl mit als auch ohne Nebenbedingungen, meist schneller als Trust Region Reflective für Regressionen mit Nebenbedingungen und einer kleinen Anzahl an Variablen. [38]

Falls keine Methode vom Benutzer festgelegt wird, wählt das Programm standardmäßig den Levenberg-Marquardt-Algorithmus für Regressionen ohne Nebenbedingungen und den Trust-Region-Reflective-Algorithmus für Regressionen mit Nebenbedingungen. [35] Nach Durchführung der nichtlinearen Regression gibt das Programm die berechneten optimalen Werte der Koeffizienten und die dazugehörige Varianz-Kovarianz-Matrix aus. Mithilfe dieser kann der Benutzer sowohl die Unsicherheiten der Parametereinflüsse als auch die Zusammenhänge zwischen den einzelnen Parametern beurteilen. Auch hier wird zusätzlich die durchschnittliche prozentuale Abweichung der Abschätzung zur realen Masse angegeben.

3.3 Abschätzung der maximalen Abflugmasse

Die Abschätzung der maximalen Abflugmasse (englisch: MTOW) ist einer der wichtigsten Schritte im Auslegungsprozess von UAS, da sie großen Einfluss auf verschiedene Aspekte des Gesamtentwicklungsprozess hat. Beispiele sind hier unter anderem die aerodynamische Auslegung, da das MTOW den zu erzeugenden Gesamtauftrieb und somit die Geometrie des Flügels und der Leitwerke festlegt. Weiterhin bestimmt diese die Ausführung und Dimensionierung der Fahrwerke und die benötigte Antriebsleistung des UAS. Das MTOW gilt daher als die charakteristische Größe zur Bestimmung der Flugzeugabmessungen und den Massen der Einzelkomponenten. Die Entwicklung einer Methodik zur schnellen und in sich abgeschlossenen Bestimmung des MTOW am Beginn des Entwurfsprozesses, ist daher besonders wichtig für die weitere Auslegung und Entwurfskonvergenz. [2]

Ein einfacher und intuitiver Weg ist daher eine statistische Abschätzung anhand ähnlicher, bereits existierender Modelle durch Massenfaktoren. Diese stellen die Relation zwischen der Masse einzelner Komponenten und der Abflugmasse dar. Beispielsweise ist der Nutzlastfaktor μ_{payload} wie folgt definiert:

$$\mu_{\text{payload}} = \frac{W_{\text{payload}}}{W_{\text{to}}} \quad (3.5)$$

Falls die Nutzlast und der Nutzlastfaktor bekannt sind, kann durch Umstellen der Gleichung direkt die Abflugmasse bestimmt werden. Zur Verfeinerung der Massenabschätzung kann der Nutzlastfaktor über den Zusammenhang in Gleichung 3.6 mithilfe der zusätzlichen Massenfaktoren Leermassenfaktor μ_{payload} und Kraftstofffaktor μ_{fuel} aufgeteilt werden.

$$\mu_{\text{payload}} + \mu_{\text{fuel}} + \mu_{\text{empty}} = 1 \quad (3.6)$$

Durch Umstellen und Einsetzen in Gleichung 3.7 kann die Abflugmasse nun wie folgt berechnet werden:

$$W_{\text{to}} = \frac{W_{\text{payload}}}{1 - \mu_{\text{empty}} - \mu_{\text{fuel}}} \quad (3.7)$$

Während für die bemannte Luftfahrt diese Faktoren bereits für eine Vielzahl von Flugzeugkategorien in der Literatur vorhanden sind, ist die Datenlage für UAS wesentlich schlechter. Dies liegt hauptsächlich an der größeren Bandbreite an eingesetzten Grundkonfigurationen. [3] Die Auswirkungen dieses Effekts werden in den folgenden Abbildungen gezeigt. Abbildung 3.1 stellt den Nutzlast- und Leermassenfaktor bezogen auf die maximale Abflugmasse für UAS und bemannte Flugzeuge dar.

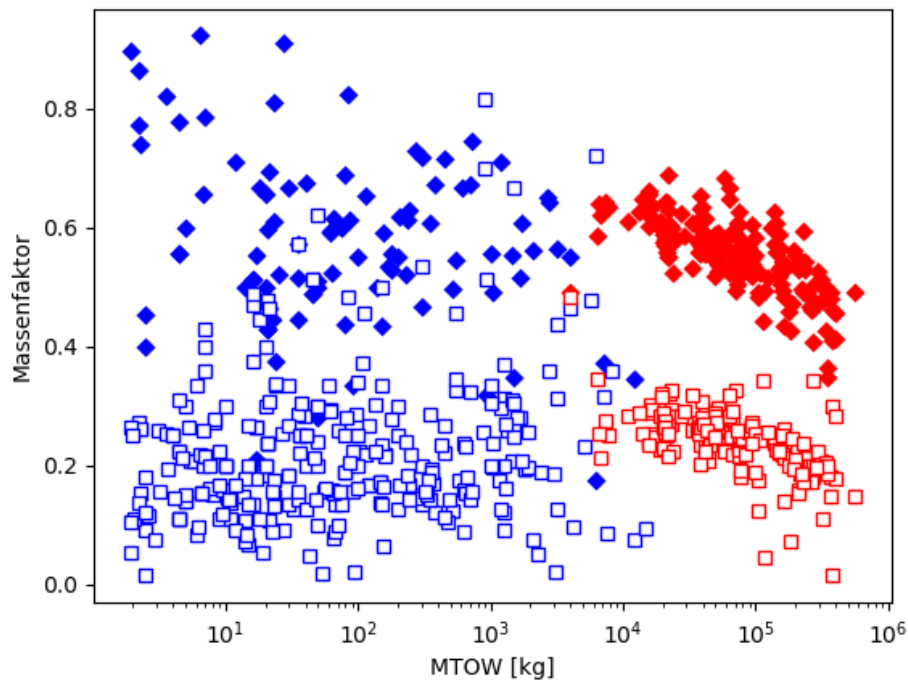


Abb. 3.1: Massenfaktoren über maximale Abflugmasse, Eigene Darstellung nach Daten aus [33] (UAS) und [39] (Bemannt)

Abbildung 3.2 zeigt die Faktoren bezogen auf die maximale Reichweite.

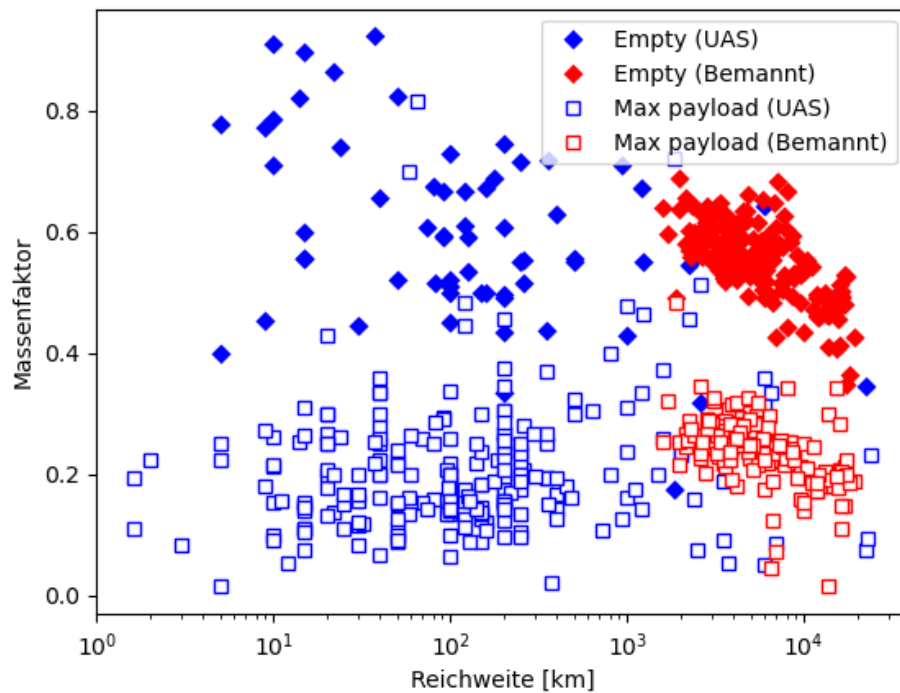


Abb. 3.2: Massenfaktoren über Reichweite, Eigene Darstellung nach Daten aus [33] (UAS) und [39] (Bemannt)

Die Bandbreite der Massenfaktoren von UAS deckt sich mit den Ergebnissen von Gundlach, welche in Abbildung 3.3 dargestellt sind.

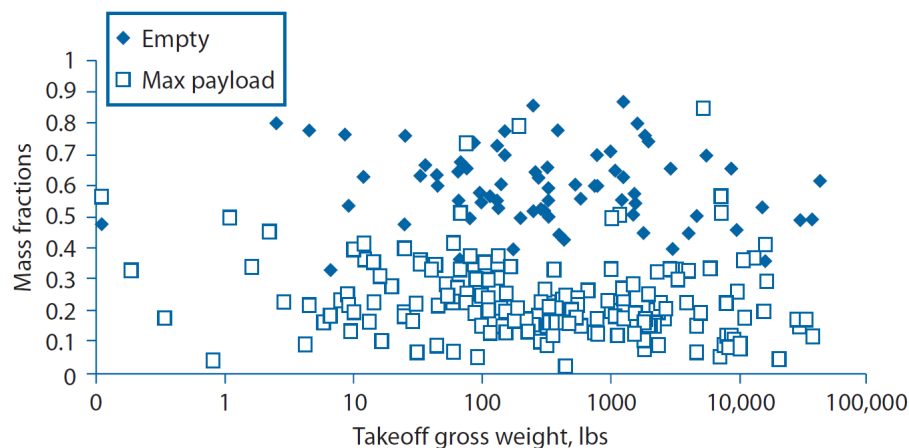


Abb. 3.3: Leermassen- und Nutzlastfaktor über MTOW [3]

Um dieses Problem zu lösen, wird im Rahmen dieser Arbeit eine Methodik angelehnt an das Verfahren von Gundlach [3] zur statistischen Abschätzung des MTOW genutzt. Dazu werden die einzelnen Massenanteile einer feineren Aufteilung unterzogen, gefolgt von einer

Gruppierung nach fixen und mit der Abflugmasse skalierenden Massen. Die Zuordnung wird in Tabelle 3.4 gezeigt.

Fixe Massen	Skalierende Massen
Masse der Avioniksysteme W_{avionics}	Strukturmasse W_{struct}
Nutzlastmasse W_{payload}	Masse der Stellmotoren W_{servo}
Sonstige fixe Massen W_{other}	Masse des Antriebssystems W_{prop}
	Masse des Energiesystems W_{energy}
	Masse des Fahrwerks W_{lg}

Tab. 3.4: Gruppierung der Massenanteile

Die skalierenden Massen werden nun als Massenfaktoren bezogen auf die Abflugmasse analog zu Gleichung 3.5 ausgedrückt. Die Masse der Energiesystems kann je nach verwendeter Antriebstechnologie die Batteriemasse oder die Kraftstoffmasse sein. Falls für kraftstoffbasierte Energiesysteme die Tankmasse einen nicht unerheblichen Teil ausmacht, kann dieser Anteil über die Speichereffizienz nach Gleichung 3.8 in die Masse des Energiesystems integriert werden. Dies ist insbesondere bei wasserstoffbasierten Antriebssystemen der Fall. [3]

$$\mu_{\text{energy}} = \frac{\mu_{\text{fuel}}}{\mu_{\text{storage}}} \quad \text{mit} \quad \mu_{\text{storage}} = \frac{W_{\text{fuel}}}{W_{\text{fuel}} + W_{\text{tank}}} \quad (3.8)$$

Aus den fixen Massen und den Massenfaktoren der skalierenden Massen kann nun analog zu Gleichung 3.5 mit Gleichung 3.9 die Abflugmasse berechnet werden.

$$W_{\text{to}} = \frac{W_{\text{avionics}} + W_{\text{payload}} + W_{\text{other}}}{1 - \mu_{\text{struct}} - \mu_{\text{servo}} - \mu_{\text{prop}} - \mu_{\text{energy}} - \mu_{\text{lg}}} \quad (3.9)$$

Teilweise kann es durch die Rahmenbedingungen der Auslegung dazu kommen, dass skalierenden Massen zu festen Massen und umgekehrt werden. Beispielsweise kann das zu verwendende Fahrwerk oder Antriebssystem bereits zu Beginn des Entwurfsprozesses festgelegt sein. Der entsprechende Massenfaktor wird aus dem Nenner der Gleichung gestrichen als feste Masse in den Zähler übertragen. Zusätzlich kann über die Inverse des Nenners der Gleichung 3.10 der Vergrößerungsfaktor der Konfiguration mit Gleichung 3.10 bestimmt werden. Dieser Faktor beschreibt, in welchem Maße sich durch eine Erhöhung der fixen Massen die Abflugmasse vergrößert. Der Vergrößerungsfaktor sollte für UAS unter 8-10 sein, da sonst die Erfolgswahrscheinlichkeit des Entwurfs zu niedrig ist. [3]

$$\mu_{\text{zusatz}} = \frac{W_{\text{avionics}} + W_{\text{payload}} + W_{\text{other}}}{1 - \mu_{\text{struct}} - \mu_{\text{servo}} - \mu_{\text{prop}} - \mu_{\text{energy}} - \mu_{\text{lg}}} \quad (3.10)$$

3.4 Methoden zur Strukturmassenabschätzung

Bei der empirischen Strukturmassenabschätzung eines Luftfahrzeugs gibt es prinzipiell zwei verschiedene Ansätze: Die Abschätzung kann entweder für die Gesamtstrukturmasse oder über eine separate Analyse und Summierung der Massen der Einzelkomponenten erfolgen. Eine Gesamtstrukturmassenabschätzung hat den Vorteil, dass sie besonders einfach und

effizient durchzuführen ist. Wie in Abschnitt 3.3 beschrieben, ist die Verfügbarkeit an detaillierten Konfigurationsparametern für UAS im Vergleich zur bemannten Luftfahrt aufgrund der mangelnden Datenlage stark eingeschränkt. Für einen Großteil der Modelle wird nur die Gesamtstrukturmasse angegeben, wodurch die Generierung einer komponentenbasierten Regressionsbeziehung verhindert wird. Lediglich im Bereich der Segelflugmodelle ist die Angabe genauer Massendaten der Einzelkomponenten üblich. Dies erfordert zur Erfassung detaillierter Komponentenmassen eigene Messungen, die wiederum mit hohem zeitlichen Aufwand verbunden sind. Zusätzlich ist beispielsweise bei Nurflügelmodellen aus Schaummaterialien die Erfassung der Einzelkomponentenmassen nicht immer zerstörungsfrei möglich, da die einzelnen Komponenten miteinander fest verbunden sind. Eine Strukturmassenabschätzung der Einzelkomponenten hat den Vorteil, dass sie wesentlich präzisere Ergebnisse ermöglicht. Dies ist vor allem auf eine genauere Abbildung der Einflussparameter der einzelnen Komponenten zurückzuführen. So führt eine Erhöhung der Tragflügelstreckung tendenziell zu einer Erhöhung der Flügelstrukturmasse, während die Rumpfstrukturmasse nur in geringem Maße beeinflusst wird. Die Betrachtung der Einzelstrukturmassen ermöglicht zusätzlich eine Analyse, welche Komponenten besonders starken Einfluss auf die Gesamtstrukturmasse haben, wodurch die Auswirkungen von Designentscheidungen besser bewertet werden können. Weiterhin können die verwendeten Materialien und Bautechniken für jede Komponente individuell festgelegt werden. Auch ist eine Kombination von analytischen und empirischen Analyseansätzen je nach Komponente denkbar. Zur Nutzung der Vorteile beider Ansätze wurde im Rahmen dieser Arbeit sowohl eine Gesamtstrukturanalyse als auch eine Komponentenstrukturanalyse implementiert.

3.5 Einbindung in SUAVE

Die Einbindung der Massenabschätzungsmethode in SUAVE teilt sich in drei Schritte auf. Zunächst findet eine Abschätzung des MTOW als Startwert für die folgenden Berechnungen statt. Dies kann entweder durch einen vom Benutzer festgelegten Wert oder über die Hilfsfunktion `SUAVE.Methods.Weights.Buildups.UAV2.mtom_estimation()` nach der in Abschnitt 3.3 beschriebenen Methode erfolgen. Die Hilfsfunktion nutzt die Regressionsdatenbank zur Bestimmung der Werte für die einzelnen Massenfaktoren. Hierzu kann der Benutzer zunächst eine Einschränkung der einbezogenen Modelle anhand der Parameternamen sowie entweder einer Liste von Werten (beispielsweise für bestimmte Modelltypen) oder unterer und oberer Grenzen (beispielsweise für MTOW) festlegen. Danach erfolgt eine Berechnung der entsprechenden Massenfaktoren, welche im Anschluss gemittelt werden. Da der hiermit bestimmte Wert für die MTOW im weiteren Verlauf der Massenabschätzung durch folgende Berechnungen aktualisiert wird, ist eine möglichst genaue Abschätzung nur im Sinne der Verbesserung des Konvergenzverhaltens notwendig. Dies ist insbesondere bei einer iterativen Auslegung sinnvoll. Falls wie in dieser Arbeit lediglich bereits existierende UAS analysiert werden sollen, ist eine Festlegung des Wertes nur bei Einbeziehung des Parameters in die Regressionsgleichung wichtig.

Der nächste Schritt ist das Setup der Analyse. Hierzu muss zunächst im Rahmen dieser Arbeit erstellte Analyse als zu verwendende Analysemethode im SUAVE-Hauptskript eingetragen werden. Der Name der Analysemethode lautet `SUAVE.Analyses.Weights.Weights_UAV2`. Nun

müssen wie bereits bei der Abschätzung der MTOW beschrieben die in die Regression einzubeziehenden Modelle festgelegt werden. Der Benutzer kann über die Variable `weights.settings.regression_type` festlegen, ob die Massenabschätzung bezogen auf die Gesamtstrukturmasse (*total*) oder einzelne Komponentenmassen (*components*) erfolgen soll. Falls eine ausreichende Datenbasis in der Regressionsdatenbank vorhanden ist, wird nach der Begründung aus Abschnitt 4.1.1 eine komponentenbasierte Abschätzung empfohlen. Als nächstes müssen die in die einzelnen Regressionen einzubeziehenden Konfigurationsparameter über die Variablen `weights.settings.regression_parameters_*` (*wing, fuse, ht, vt & gear oder total*) festgelegt werden, aus denen die Regression nach dem Schema in Gleichung 3.2 aufgebaut werden soll. Alternativ kann zusätzlich über `weights.settings.curve_fit_*` eine eigene Regressionsgleichung als anonyme Funktion mit dem *lambda*-Keyword definiert werden. Hierbei beschreibt die Variable *data* die Konfigurationsparameter der einzelnen Modelle und die Variable *x* die zu bestimmenden Regressionsparameter. Zuletzt können noch untere und obere Grenzen der Regressionsparameter über die Variable `weights.settings.bounds_*` als Tupel festgelegt werden. Falls nur eine Grenze festgelegt werden soll, ist für den anderen Grenzwert *np.inf* mit entsprechendem Vorzeichen einzutragen. Über den Aufruf der Funktion `regression_equation_setup` wird die Regression nach den in Abschnitt 3.2 beschriebenen Verfahren durchgeführt und die resultierenden Regressionsgleichungen unter `weights.settings.regression_equation_*` gespeichert. Dieses Vorgehen hat den Vorteil, dass später nicht bei jedem Ausführen der Iterationsschleife die Regressionsgleichungen neu berechnet werden müssen. Ein Beispiel für das resultierende Setup wird im folgenden Codebeispiel gezeigt:

```

1 weights = SUAVE.Analyses.Weights.Weights_UAV2()
2 weights.settings.regression_type = "total"
3 weights.settings.regression_parameters_total = [vehicle.mass_properties.max_takeoff,
4         vehicle.wings.wing.spans.projected, vehicle.fuselages.fuselage.lengths.total]
5 weights.settings.curve_fit_total = lambda data, *x : x[0] * data[0]
6         + x[1] * data[1] + x[2] * data[2] # Optional
7 weights.settings.bounds_total = ([0, 0, 0], [np.inf, np.inf, np.inf])
8 weights.settings = regression_equation_setup(weights.settings)
9 weights.vehicle = vehicle
10 analyses.append(weights)

```

An dieser Stelle sei noch angemerkt, dass die Bezeichnungen der Konfigurationsparameter in der Regressionsdatenbank mit den in SUAVE genutzten übereinstimmen müssen, da diese sonst bei der Anwendung der Regressionsgleichungen nicht zugeordnet werden können.

Der letzte Schritt ist die Durchführung der eigentlichen Massenabschätzung bei der Analyse des Gesamtentwurfs durch die Funktion `SUAVE.Methods.Weights.Buildups.UAV2.empty`. Hierzu wird zunächst eine Datenstruktur angelegt, in der die berechneten Massen festgehalten werden. Der Aufbau der Struktur folgt der Systematik von Torenbeek [40] mit Vereinfachungen für den Einsatz an UAS und wird in Abbildung 3.4 dargestellt.

Je nach zu untersuchenden Konfiguration müssen nicht alle Massen definiert sein. Die Positionen der Massen werden durch den Benutzer im Hauptskript bestimmt und können sowohl absolut als auch in Bezug auf die Maße und Positionen anderer Komponenten platziert werden. Die Strukturmassen werden anhand der berechneten Regressionsgleichungen entweder für die Gesamtstruktur oder für jede Strukturkomponente einzeln nach den aktuellen Werten der Konfigurationsparameter bestimmt. Die Analyse der Massen für Nutzlast, Avionik und sonstige fixe Komponenten ist denkbar einfach, da diese bereits beim Erstellen des Entwurfs durch den Benutzer festgelegt werden. Hierbei soll darauf hingewiesen werden, dass strom-

Take Off Weight (TOW) <i>Kraftstoffnullmasse</i>											Nutzlast	Kraftstoffmasse
Zero Fuel Weight (ZFW) <i>Kraftstoffnullmasse</i>												
Operational Empty Weight (OEW) <i>Betriebsleermasse</i>												
Airframe Structure <i>Struktur</i>				Propulsion Group <i>Energienetzwerk</i>				Avionics Equipment <i>Avioniksysteme</i>				
Flügel	Rumpf	Leitwerk	Fahrwerk	Antriebe	Batterien	Tanksystem	Verkabelung	Autopilot	Sensorik	Aktuatorik		

Abb. 3.4: Struktur der Massenhauptgruppen der Massenabschätzung

betriebene Komponenten mit in das Energienetzwerk eingebunden werden müssen, falls ihr Verbrauch berücksichtigt werden soll. Die Massen des Antriebs- und Batteriesystems werden entweder durch den Benutzer oder anhand in SUAVE bereits vorhandener Methoden festgelegt. Die Masse der Verkabelung wird nur bei elektrischen Antrieben berücksichtigt. Hierzu wird über alle Motoren iteriert und zunächst der Abstand zwischen jeweiligem Motor und dem Batteriesystem unter Annahme einer rechtwinkligen, dreidimensionalen Verbindung nach Gleichung 3.11 approximiert.

$$l_{\text{cable}} = |x_{\text{battery}} - x_{\text{motor}}| + |y_{\text{battery}} - y_{\text{motor}}| + |z_{\text{battery}} - z_{\text{motor}}| \quad (3.11)$$

Der nötige Kabelquerschnitt wird anhand Gleichung 3.12 bestimmt. Der maximale Spannungsabfall ΔU wird auf 0.5V festgelegt. Für den spezifischen Widerstand ρ_{cable} wird Kupfer als Kabelmaterial angenommen. Beide Kennwerte können bei Bedarf durch den Benutzer manuell angepasst werden. I_{motor} und U_{battery} werden aus den Daten des Energienetzwerks entnommen.

$$A = (2 \cdot I_{\text{motor}} \cdot l_{\text{cable}}) / (\rho_{\text{cable}} \cdot \Delta U \cdot U_{\text{battery}}) \quad (3.12)$$

Über Kabellänge und -querschnitt sowie der Dichte von Kupfer kann nun das Verkabelungsgewicht des Motors bestimmt werden.

Die Massen der eingesetzten Stellmotoren müssen manuell festgelegt werden, eine Massenabschätzung dieser Komponente soll erst in Folgearbeiten implementiert werden.

Die resultierenden Massen werden nun nach der oben beschriebenen Struktur zusammengestellt und an das Hauptskript zurückgegeben.

4 Auswertung

In diesem Kapitel werden die entwickelten Regressionen analysiert und im Kontext des Auslegungsframeworks SUAVE auf zwei existierende Modelle angewandt.

4.1 Analyse der ermittelten Regressionen

Eine Gesamtstrukturanalyse wird für sämtliche in Abschnitt 2.1 beschriebenen Kategorien von UAS durchgeführt, während aufgrund der besseren Datenlage die Komponentenstrukturanalyse exemplarisch für die Kategorie der Segelmodelle gezeigt wird. Durch eine Erweiterung der Datenbank durch den Nutzer oder in weiteren Arbeiten ist eine komponentenbasierte Strukturmassenanalyse in Zukunft auch für weitere Kategorien möglich.

4.1.1 Gesamtstrukturmasse

Die Regressionskoeffizienten für die Ermittlung der Gesamtstrukturmasse werden nach dem in Abschnitt 3.2 beschriebenen Verfahren auf die in Abschnitt 3.1 beschriebenen Datenbank ermittelt und in Tabelle 4.1 dargestellt. Für die Werte der Regressionskoeffizienten wurden hier keine Grenzen gesetzt. Diese Entscheidung wurde bewusst getroffen, um mehr Informationen über die Qualität der einzelnen Regressionen zu erlangen. Falls ein Exponent nicht definiert ist, hat eine Einbeziehung des jeweiligen Parameters zu einer zu starken Einschränkung der Modellzahl geführt. Die Grenze hierfür ist bei einer Mindestanzahl von 10 Modellen definiert. Die Spalte „Ø Abweichung“ bezeichnet die durchschnittliche Abweichung der geschätzten Strukturmasse von der realen Strukturmasse, wobei ein niedrigerer Wert prinzipiell für eine höherwertigere Abschätzung spricht. Als zu untersuchende Konfigurationsparameter wurde die Gesamtlänge l , die Flügelspannweite b_{wing} und die Flügelfläche S_{wing} ausgewählt, da diese Parameter in sämtlichen in Tabelle 3.2 genannten Datenquellen erfasst werden. Die Modelle aus Janes All the World's Aircraft wurden für die Gesamtstrukturabschätzung nicht berücksichtigt, da in dieser Datenquelle sowohl Modelltyp als auch Hauptmaterial nicht erfasst wird.

Bei der Auswertung der Daten fällt auf, dass einzelne Regressionskoeffizienten unterhalb 0 liegen. Da sowohl die Gesamtlänge l , die Flügelspannweite b_{wing} als auch die Flügelfläche S_{wing} aus physikalischer Sicht einen steigenden Einfluss auf die Strukturmasse haben sollten, deutet dies darauf hin, dass die entsprechende Regression von geringer Qualität ist. Zusätzlich liegt die durchschnittliche Abweichung für mehrere Modelltyp-Material-Kombinationen außerhalb des Bereichs, in dem noch von einer im Rahmen eines Auslegungsprozesses sinnvollen Abschätzung gesprochen werden kann. Dies deutet darauf hin, dass die Unterteilung in Modelltyp und Material nicht ausreichend ist, um die Unterschiede der einzelnen Modelle mit akzeptabler Genauigkeit abzubilden. Aus diesem Grund erscheint es sinnvoll, für eine konkrete Auslegung eine weitere Einschränkung der in die Regression einbezogenen Modelle vorzunehmen. Möglichkeiten hierfür sind zusätzlich zu ähnlichen Bereichen der einzelnen

Modelltyp	Material	Modelle	F	l	b_{wing}	S_{wing}	\varnothing Abweichung [%]
Jagdflugzeug	Alle	54	1,15E-05	1,68	0,84	0,34	16,8
	Schaum	11	1,69E-05	2,51	-0,05	0,42	14,2
Jet	Alle	31	1,20E-05	1,80	0,77	0,29	18,7
	Schaum	66	8,99E-06	0,74	2,01		35,9
Kunstflug	Alle	111	2,12E-04	-0,08	2,09	0,43	20,3
	Schaum	14	1,33E-02	0,16	0,95	1,06	28,0
Nurflügler	Alle	18	3,68E-01	0,84	-0,02	0,77	30,8
	Schaum	22	5,60E-02	0,97	0,50		52,0
Racing	Alle	13	6,16E-05	1,33	0,99	0,29	15,6
Segler	Alle	114	3,68E-01	-0,23	0,70	1,13	37,0
	FVK	16	6,06E-09	0,70	3,39	-1,48	59,9
	Holz	11	6,62E-02	0,12	1,15		28,9
	Schaum	23	2,14E-05	0,42	1,97		34,5
Trainer	Alle	15	8,84E-03	3,09	-2,01	1,38	28,0

Tab. 4.1: Regressionsparameter Gesamtstrukturmasse

Konfigurationsparameter unter anderem die Auswahl von Modellen mit übereinstimmender Grundkonfiguration, gleichem Antriebtyp oder ähnlichen Flugbereichsgrenzen. Zusätzlich soll an dieser Stelle hingewiesen werden, dass trotz der in Abschnitt 3.1 beschriebenen Plausibilitätsgrenzen immer noch eine hohe Wahrscheinlichkeit besteht, dass die im Rahmen der automatischen Datenerfassung gewonnenen Daten zum Teil fehlerhaft sind. Aus diesem Grund sollten für eine möglichst exakte Datenerfassung immer eigene Messungen vorgenommen werden, auch wenn dies im Rahmen dieser Arbeit nur für eine begrenzte Auswahl an Modellen erfolgt ist.

4.1.2 Komponentenstrukturmasse

Die Analyse der Komponentenstrukturmasse am Beispiel von Segelflugzeugen wird für die Komponenten Flügel, Rumpf sowie Höhen- und Seitenleitwerk durchgeführt. Da die untersuchten Modelle kein Fahrwerk besitzen, wird diese Komponente nicht betrachtet. Die Bandbreite der Konfigurationsparameter der Modelle wird in Tabelle 4.2 dargestellt. Die Modelldaten stammen aus eigenen Messungen aus den in Abschnitt 3.1 beschriebenen Quellen.

Konfigurationsparameter	untere Grenze	obere Grenze
Abflugmasse [g]	164	2030
Länge [mm]	702	1850
Spannweite [mm]	1000	3973
Flügelfläche [dm ²]	11,7	85,6
Streckung [-]	8,6	20,4
Zuspitzung [-]	0,4	0,7
Profildicke [%]	6,2	8,7

Tab. 4.2: Bandbreite der Konfigurationsparameter

Die starke Einschränkung in der Bandbreite der Modelltypen wurde unter dem Gesichtspunkt der in Abschnitt 4.2.1 beschriebenen Analyse des HAP-Trainers getroffen. Die Flügel der 35

untersuchten Modelle wurden zum großen Teil aus FVK gefertigt, lediglich 6 haben eine mit Folie bespannte Rippenbauweise und 2 einen mit Holz beplankten Styroporkern. Die Regressionskoeffizienten für die Ermittlung der Komponentenstrukturmassen werden nach dem in Abschnitt 3.2 beschriebenen Verfahren ermittelt. Die Werte der Regressionskoeffizienten werden erneut nicht begrenzt. Die Modelle sind in aufsteigender Reihenfolge nach ihrer jeweiligen Abflugmasse sortiert.

4.1.2.1 Flügel

Die Regressionsformel für den Flügel wird in Gleichung 4.1 gezeigt.

$$W_{\text{wing}} = 1.71 W_{\text{to}}^{1.22} \cdot \Lambda_{\text{wing}}^{0.14} \cdot S_{\text{wing}}^{0.10} \cdot \lambda_{\text{wing}}^{1.00} \cdot (t/c)_{\text{wing,root}}^{-1.36} \quad (4.1)$$

Bei der resultierenden Gleichung ist zunächst zu bemerken, dass sämtliche Regressionskoeffizienten ihren physikalischen Einfluss korrekt abbilden. Beispielsweise führt eine niedrigere Zuspitzung zu einem positiven Einfluss auf das Wurzelbiegemoment und damit geringerer Strukturmasse, da sich die Auftriebsverteilung nach innen verschiebt [41]. Eine geringere Profildicke wiederum hat einen steigernden Einfluss auf die Strukturmasse, da sich die relative Bauhöhe an der Flügelwurzel verringert. Eine Darstellung der resultierenden geschätzten und der realen Flügelstrukturmasse wird in Abbildung 4.1 gezeigt. Insgesamt ergibt sich eine durchschnittliche Abschätzung von 11.6%.

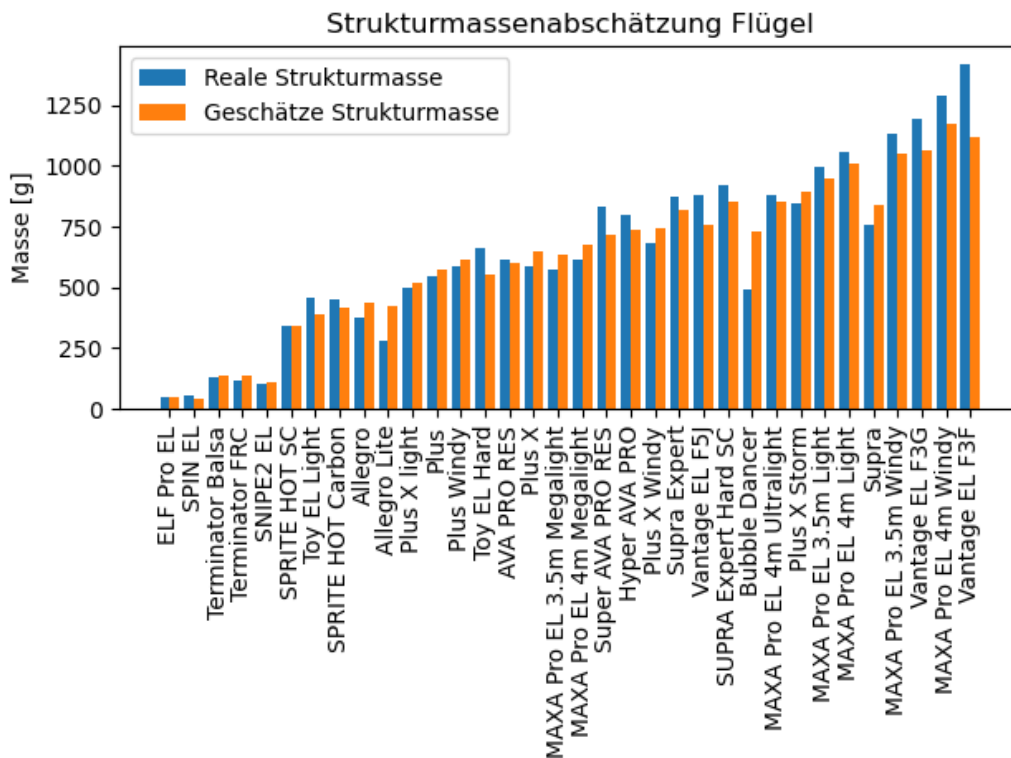


Abb. 4.1: Reale & geschätzte Flügelstrukturmasse

Die Abweichung der geschätzten Flügelstrukturmasse ist insbesondere bei den Modellen *Allegro Lite*, *Bubble Dancer* und *Vantage EL F3F* besonders groß. Die zu hoch geschätzte Masse der beiden ersten Modelle ist auf die mit Folie bespannte Rippenbauweise zurückzuführen, auch wenn bei anderen Modellen der gleichen Bauweise wie den *AVA PRO*-Modellen dieser Effekt nicht so stark zum Tragen kommt. Die zu gering geschätzte Masse des *Vantage EL F3F* ist auf die Wettbewerbsklasse zurückzuführen, in der dieser eingesetzt wird. Die F3F-Klasse hat die Flugaufgabe, im Hangflug eine 100m Strecke zehn mal so schnell wie möglich zurückzulegen, wodurch hier vergleichbar hohe Fluggeschwindigkeiten auftreten. Beim Schwestermodell *Vantage EL F5J* ist die Abweichung bereits wesentlich geringer, da hier die Flugaufgabe in zehnminütigem Segelflug mit Ziellandung besteht. Der gleiche Effekt ist auch bei den Modellen der *MAXA Pro EL*-Familie zu erkennen, da sich hier die einzelnen Modelle durch ihre konzipierte maximale Windgeschwindigkeit unterscheiden, die Flügelparameter ansonsten jedoch identisch sind. Dieser Effekt wird durch die Einbeziehung der maximalen Abflugmasse in die Regression aufgefangen. Eine Einbeziehung der maximalen Fluggeschwindigkeit der Auslegung würde vermutlich zu einem ähnlichen Effekt führen, diese wird jedoch für die Modelle nicht angegeben.

4.1.2.2 Rumpf

Die Regressionsformel für den Rumpf wird in Gleichung 4.2 gezeigt.

$$W_{\text{fuselage}} = 0.0136 W_{\text{to}}^{0.73} \cdot l_{\text{fuselage}}^{0.59} \quad (4.2)$$

Auch hier entsprechen die Vorzeichen der Regressionskoeffizienten dem physikalischen Verhalten, da sowohl bei steigender Abflugmasse als auch bei steigender Rumpflänge die Rumpfmasse zunimmt. Eine Darstellung der resultierenden geschätzten und der realen Rumpfstrukturmasse wird in Abbildung 4.2 gezeigt. Insgesamt ergibt sich eine durchschnittliche Abschätzung von 23.4%.

Die wesentlich höheren Abweichungen sind vermutlich auf die geringe Anzahl an betrachteten Konfigurationsparametern zurückzuführen. Auch hier würde die Betrachtung eines weiteren Parameters, der stärkeren Bezug auf die im Flug auftretenden Belastungen hat, zu besseren Ergebnissen führen. Nichtsdestotrotz liegt die durchschnittliche Abweichung der Abschätzung unter dem in Abschnitt 2.2.1.5 beschriebenen Wert von 29.6%, auch wenn die Bandbreite der dort betrachteten Modelle wesentlich größer ist.

4.1.2.3 Leitwerk

Die Regressionsformel für das Leitwerk wird in Gleichung 4.3 gezeigt. Der Wert für F_{emp} beträgt 1 für konventionelle Leitwerke und 0.9 für V-Leitwerke.

$$W_{\text{emp}} = 0.26 F_{\text{emp}} \cdot W_{\text{to}}^{0.63} \cdot S_{\text{emp}}^{0.32} \quad (4.3)$$

Eine Darstellung der resultierenden geschätzten und der realen Leitwerksstrukturmasse wird in Abbildung 4.3 gezeigt. Insgesamt ergibt sich eine durchschnittliche Abschätzung von 19.9%. Auch hier sind die Abweichungen zum Teil auf die Familienbildung der einzelnen Modelle zurückzuführen. Beispielsweise nutzten die Modelle der *MAXA Pro EL*-Familie für gleiche

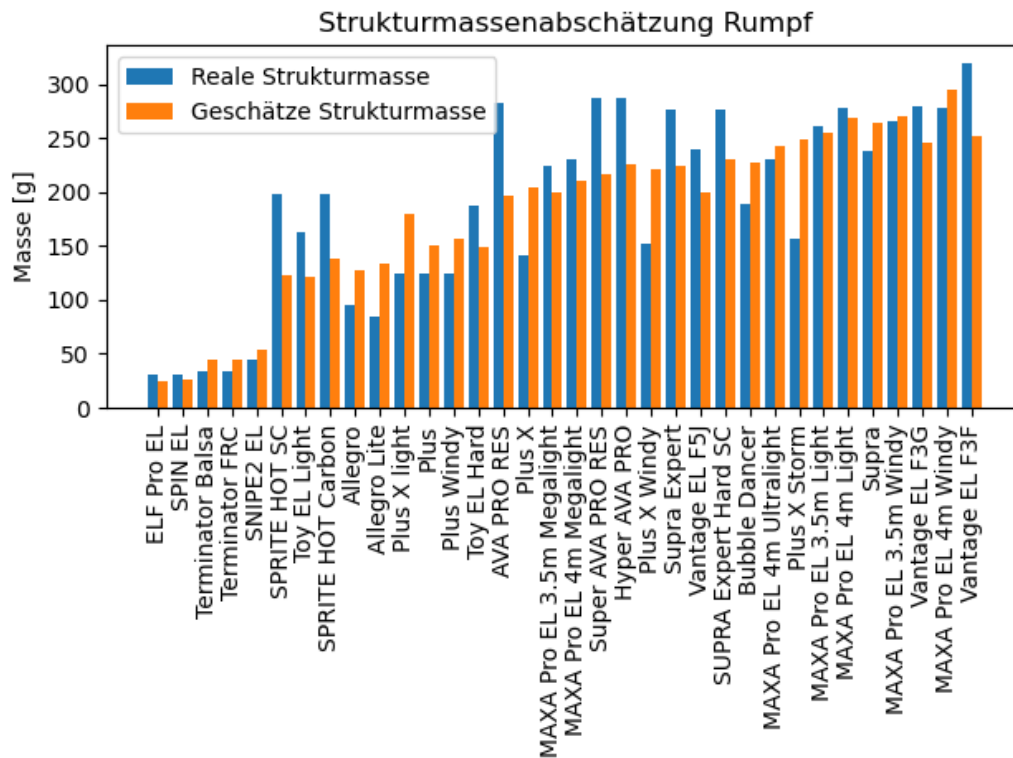


Abb. 4.2: Reale & geschätzte Rumpfstrukturmasse

Windklassen sowohl für 3.5m als auch für 4m Spannweite die gleiche Leitwerkskonstruktion. Die *AVA PRO*-Familie nutzt ebenfalls für alle Modelle die gleichen Leitwerke. Da sich die Abflugmassen jedoch leicht unterscheiden, führt das zu niedrigen Abschätzungen bei den leichteren und zu hohen Abschätzungen bei den schwereren Modellen. Auch hier wäre wieder eine mögliche Lösung die Einbindung eines Parameters für die im Flug auftretenden Belastungen.

4.2 Anwendung der Auslegungsumgebung auf reale Modelle

In diesem Abschnitt wird die entwickelte Massenabschätzung im Kontext der Entwurfsumgebung SUAVE auf zwei Modelle aus dem Bestand des DLR angewendet. Der Ablauf der Konfiguration der Entwurfsumgebung geschieht analog zu dem in Abschnitt 2.3 beschriebenen Vorgehen.

4.2.1 HAP-Trainer

Der Versuchsträger *HAP-Trainer* wurde im Rahmen des Projekts *HAP alpha* des DLR konstruiert. Das Ziel des Projekts ist die Realisierung eines Solar-UAS mit einer Flughöhe von 20km und Nutzlasten zur Erdbeobachtung. Das Gesamtgewicht von 136kg bei einer Spannweite von

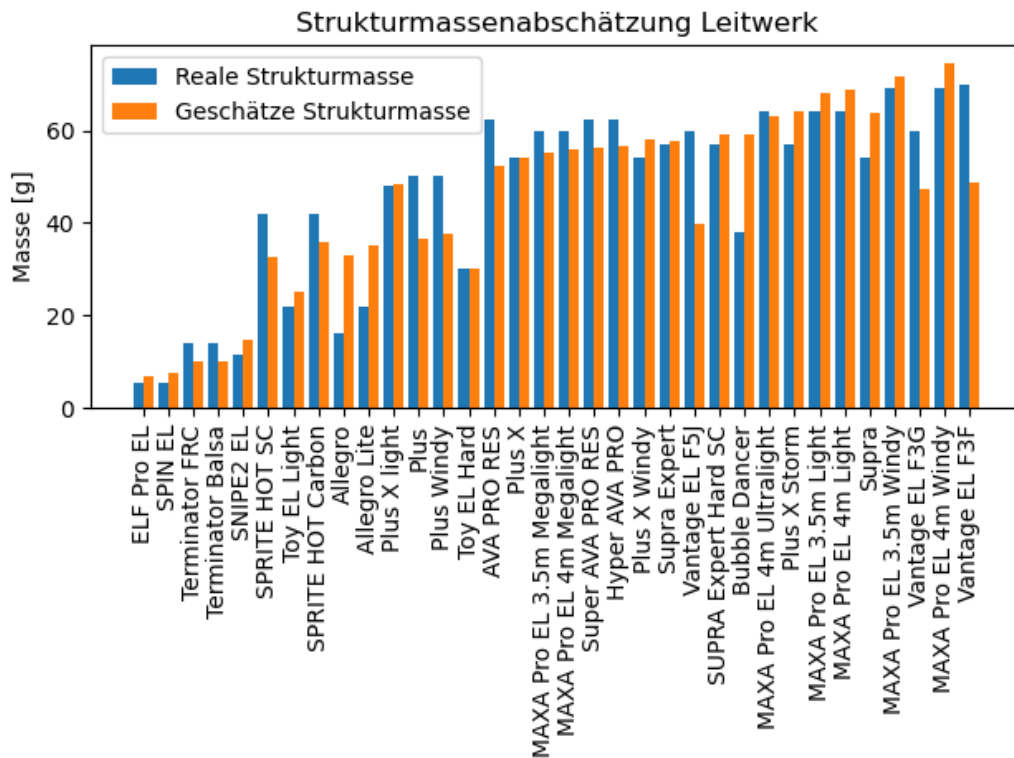


Abb. 4.3: Reale & geschätzte Leitwerksstrukturmasse

27m zeigt die extreme Leichtbauweise des Flugzeugs [42]. Da diese Bauweise nur sehr geringe Belastungen verträgt, sind die Drehraten im Flug stark begrenzt und es gelten strikte Grenzen für die Landeparameter. Aus diesem Grund wurde der *HAP-Trainer* als Testflugzeug für das Pilotentraining geschaffen. Auch wenn dieser als Modifikation eines vorhandenen Modellsegelflugzeugs ist und somit die möglichen Belastungen im Vergleich zum eigentlichen UAS wesentlich größer sind, werden die Drehraten durch den Flugregler künstlich begrenzt, um möglichst ähnliche Flugeigenschaften zu erlangen. Auch die Schubregelung und die Flächenbelastung des *HAP-Trainer* wurden so konzipiert, dass ein möglichst ähnliches Geschwindigkeits- und Beschleunigungsprofil entsteht. Falls der Pilot im Rahmen des Trainings in eine unsichere Fluglage gerät, kann jederzeit in einen manuellen Flugmodus mit vollen Ruderausschlägen und ohne Schublimitierung zurückgeschaltet werden.

Ein Bild des *HAP-Trainer* auf seinem Startwagen wird in Abbildung 4.4 gezeigt.

Der *HAP-Trainer* wurde auf Grundlage des Modells *Super AVA PRO EL 4 Flaps* der Firma Vladimirs Model gebaut [43]. Die hervorstechendste Änderung der Konfiguration betrifft die Änderung des Antriebs von einem Motor im Rumpf zu zwei Motoren, die in neu konstruierten Motorgondeln am Übergang zwischen mittlerem und äußerem Flügelteil angebracht sind. Diese Modifikation wurde vorgenommen, um die Konfiguration an den *HAP alpha* anzupassen. In den Motorgondeln befinden sich zusätzlich jeweils ein Akku zur Stromversorgung des Antriebs. Weitere Änderungen betreffen hauptsächlich das Avioniksystem zur Verwendung des Autopiloten. Eine Übersicht der wichtigsten Konfigurationsparameter wird in Tabelle 4.3 dargestellt.



Abb. 4.4: Versuchsträger *HAP-Trainer*

Parameter	Wert
Länge	1850mm
Spannweite	3700mm
Flügelfläche	82.3dm ²
Flügelstreckung	16.64
Zuspitzung	0.5
Wurzelprofildicke	8.4%
Höhenleitwerksfläche	6.76dm ²
Seitenleitwerksfläche	5.55dm ²
Fahrwerk	nicht vorhanden
Antriebssystem	2x BLDC mit Faltpropeller

Tab. 4.3: Konfigurationsparameter *HAP-Trainer*

Für die Analyse der Konfiguration in SUAVE wurden zusätzlich folgende Parameter in der Setuproutine definiert:

- Vehicle Setup:
 - Genauer Aufbau von Flügel und Leitwerk mit Profilen und Steuerflächen
 - Segmentbasierte Definition des Rumpfes und der Motorgondeln
 - Aufbau des Energienetzwerkes bestehend aus zwei Propellern, Motoren, ESC und Batterien sowie Avionik und Nutzlast
- Config Setup: Nur Standardkonfiguration ohne Klappenausschläge
- Analyses Setup:
 - Sizing: Nicht notwendig, da Konfigurationsparameter bekannt sind
 - Weights: Neue Abschätzungsmethode für UAS (komponentenbasiert nach 3.5)
 - Aerodynamics: Fidelity Zero (siehe 2.3.1.1)
 - Stability: Fidelity Zero (siehe 2.3.3, nur statische Stabilität)
 - Energy Network: Battery-Propeller
 - Planet: Erde

- Atmosphäre: ISA-Standardatmosphäre
- Mission Setup:
 - Climb auf 500m bei 1.0m/s Steigrate und 8m/s Fluggeschwindigkeit
 - Cruise für 2000m bei 8m/s Fluggeschwindigkeit
 - Descent auf 0m bei 0.5m/s Sinkrate und 8m/s Fluggeschwindigkeit

Als Referenzdaten für die Strukturmassenabschätzung wurde die in Abschnitt 4.1.2 beschriebene Datenbasis genutzt. Die sonstigen Massenanteile wurden manuell vermessen. Die Rubrik sonstige fixe Komponenten enthält hier das Gewicht der beiden Motorgondeln. Es wurden zwei Schätzungen durchgeführt. Schätzung 1 wurde mit der Gesamtmasse des realen *HAP-Trainer* von 2349g als Startwert für die Abflugmasse durchgeführt. Bei Schätzung 2 wurde das Gewicht von Motorgondeln und die halbe Masse des Energienetzwerkes abgezogen, da diese Komponenten in der ursprünglichen Konfiguration des *Super AVA PRO EL 4 Flaps* nicht vorhanden sind. Die Resultate der Massenabschätzung sind in Tabelle 4.4 dargestellt.

Massenanteil	Messung [g]	Schätzung 1 [g]	Schätzung 2 [g]	Abweichung zu 2 [%]
Gesamtmasse	2354	2947	2447	4,2
Leermasse	2329	2947	2422	4,2
Struktur	1180	1822	1297	10,4
Flügel	830	1412	968	16,6
Rumpf	287	333	265	-7,7
Leitwerk	63	77	64	1,6
Fahrwerk	0			
Energienetzwerk	610	586		
Antriebssystem	280			
Batteriesystem	300			
Tanksystem	0			
Verkabelung	30	6		-80,0
Systeme	219			
Avionik	142			
Stellmotoren	77			
Sonstige fixe Komponenten	320			
Nutzlast	25			
Kraftstoffmasse	0			

Tab. 4.4: Massenabschätzung *HAP-Trainer*

Es ist zu sehen, dass die erste Abschätzung für alle Strukturmassen weit über dem gemessenen Wert liegt. Dies ist auf die erheblich gestiegene Abflugmasse des *HAP-Trainers* aufgrund der veränderten Konfiguration zurückzuführen, die so bei der ursprünglichen Auslegung der Struktur durch den Hersteller nicht berücksichtigt wurden. Falls die Abflugmasse als Startwert für die Auslegung um die Masse der zusätzlichen Komponenten reduziert wird, reduziert sich der Fehler der Abschätzung beträchtlich auf einen Wert von 4,2% für die Gesamtstrukturmasse. Abhilfe würde vermutlich - wie in Abschnitt 4.1.2.1 beschrieben - die Einbeziehung der maximalen Fluggeschwindigkeit anstelle der Abflugmasse als Regressionsparameter verschaffen. Dieser Parameter wird in den Datenblättern des Herstellers jedoch nicht genannt. Die starke Abweichung bei der geschätzten Kabelmasse ist auf die geringe Entfernung zwischen Motor und Batterie zurückzuführen, durch die der nötige Kabeldurchmesser für den spezifizierten

Spannungsabfall sinkt. Zusätzlich ist die reale Kabellänge nicht auf die mögliche Minimallänge gekürzt.

Das resultierende geometrische Ersatzmodell für die Analyse der Aerodynamik wird in Abbildung 4.5 gezeigt. Der Effekt von Rumpf und Motorgondeln auf den Gesamtauftrieb wird bei der Analyse aufgrund des vermutlich geringen Einflusses vernachlässigt. Der zusätzliche parasitäre Widerstand wird jedoch mit einbezogen.

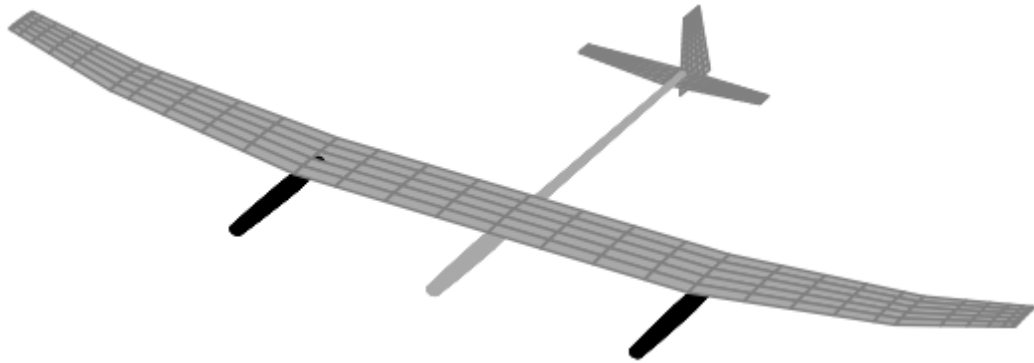


Abb. 4.5: Ersatzmodell für aerodynamische Analyse des *HAP-Trainer*

Im Folgenden wird nun eine Auswahl der wichtigsten Ergebnisse aus dem Analyseprozess des *HAP-Trainer* gezeigt. In Abbildung 4.6 wird der Flugzustand während der Mission dargestellt.

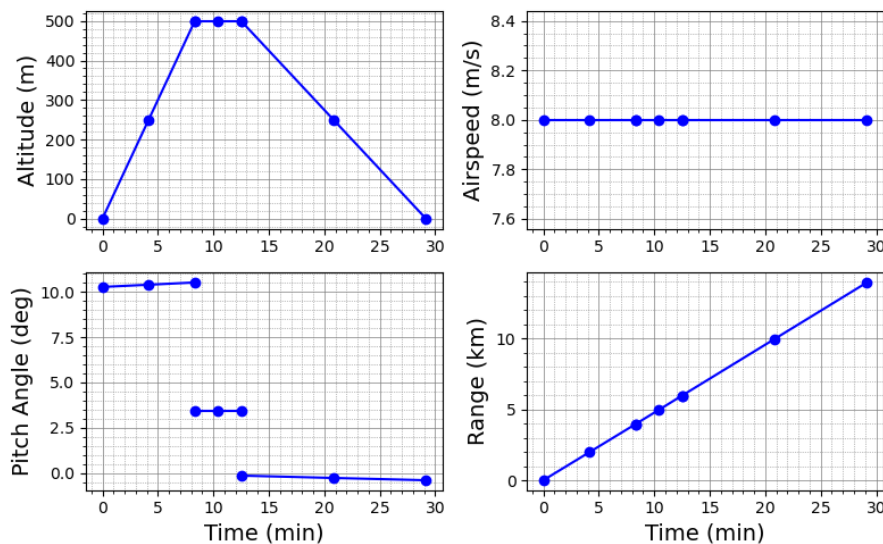


Abb. 4.6: Flugzustand des *HAP-Trainer* über Missionsverlauf

Es ist ersichtlich, dass die geforderten Missionparameter vollständig eingehalten werden. In Abbildung 4.7 wird der Verlauf der aerodynamischen Beiwerte gezeigt.

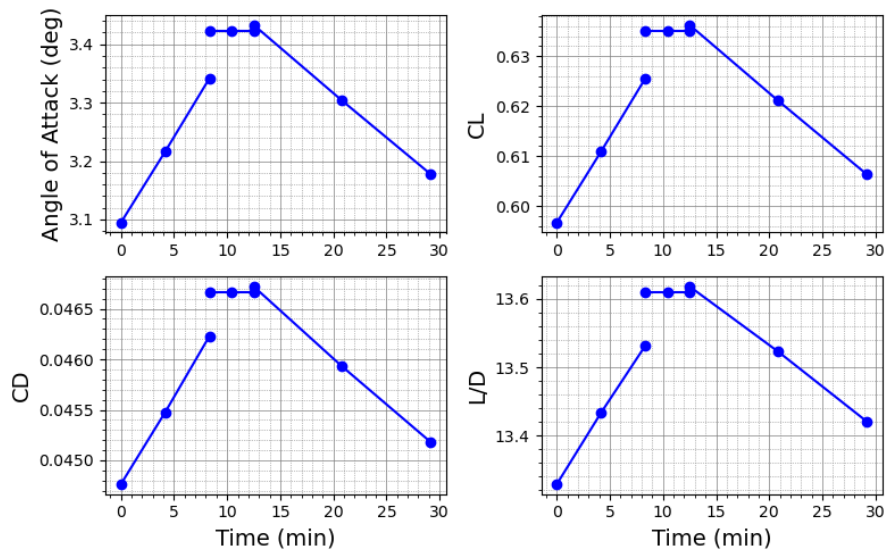


Abb. 4.7: Aerodynamische Beiwerte des *HAP-Trainer* über Missionsverlauf

Interessant ist, dass sich die Beiwerte im Missionsverlauf kaum verändern. Dies ist vermutlich darauf zurückzuführen, dass die Höhenregulierung hauptsächlich über den Nickwinkel in Verbindung mit Schubänderungen erzielt wird, da die Fluggeschwindigkeit aufgrund der Missionsdefinition konstant ist. Dies wird bei der Betrachtung der Leistungsdaten des Antriebssystems in Abbildung 4.8 deutlich.

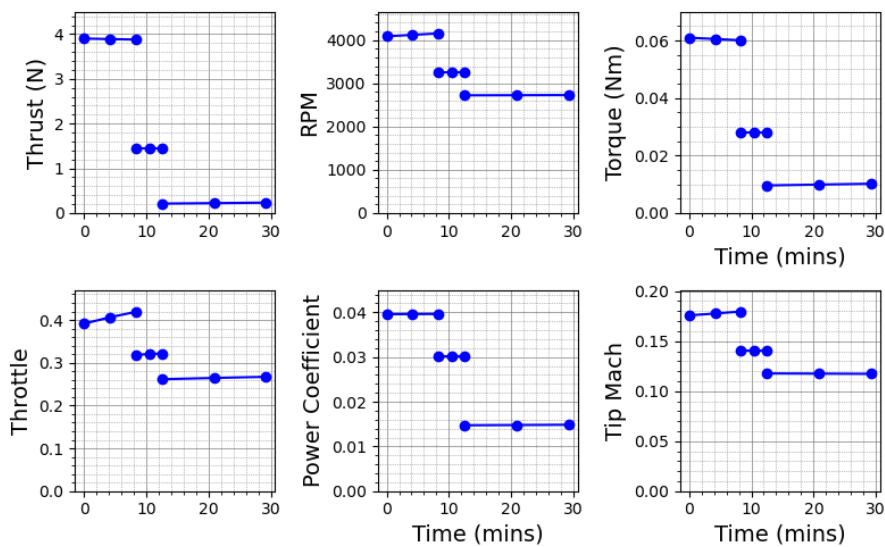


Abb. 4.8: Antriebsdaten des *HAP-Trainer* über Missionsverlauf

Sämtliche Leistungsdaten des Antriebs zeigen eine starke Abhängigkeit vom jeweiligen Missionssegment. Auch die Überdimensionierung des Antriebs für die Wiedergabe des Flugverhaltens des *HAP alpha* wird ersichtlich. Zuletzt werden die Daten des Energiesystems in Abbildung 4.9 untersucht.

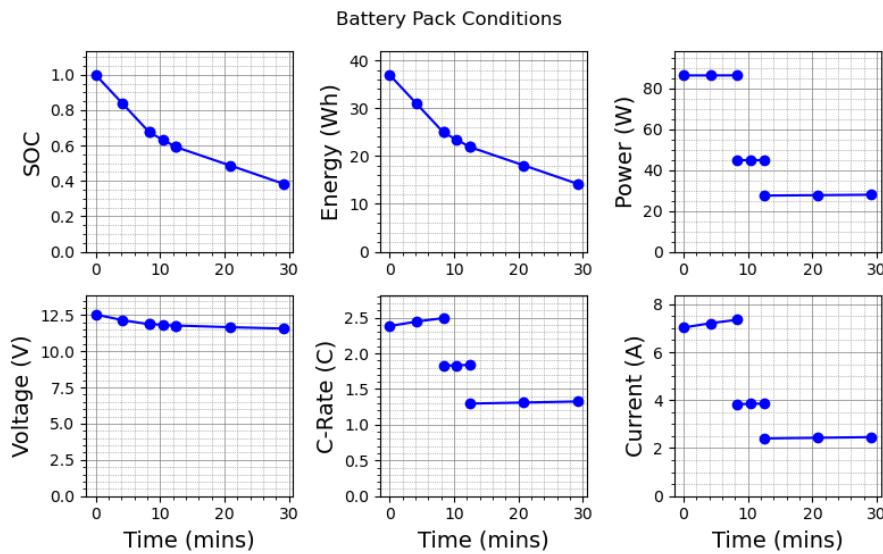


Abb. 4.9: Batteriedaten des HAP-Trainer über Missionsverlauf

Die berechneten Daten werden nun noch mit den gemessenen Daten aus einem Flugversuch verglichen. Die Messwerte des Flugtest werden in Abbildung 4.10 dargestellt. Der Messzeitraum erstreckt sich über knapp 45s, in denen der Pilot die Aufgabe hatte, möglichst horizontal bei einer Fluggeschwindigkeit von 8m/s zu fliegen. Der Wert CTUN.As gibt hierbei die geschätzte Fluggeschwindigkeit des Autopiloten an, ATT.Pitch den Nickwinkel, CTUN.ThO die Schubstellung in Prozent und GPS.Alt die Flughöhe an.

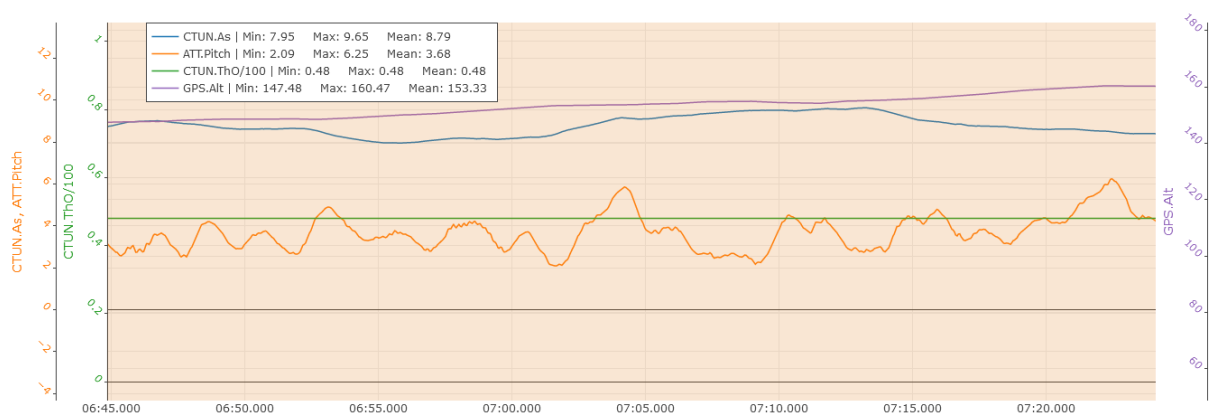


Abb. 4.10: Messdaten des HAP-Trainer aus einem Flugtest

Es ist zu sehen, dass zwar immernoch ein geringes Steigen und eine leicht erhöhte Geschwindigkeit besteht, der Wert für den Nickwinkel jedoch fast mit dem aus den berechneten Daten übereinstimmt. Der Wert für die Schubstellung unterscheidet sich jedoch stark vom berechneten Wert, was auf nicht berücksichtigte Widerstandsanteile zurückgeführt werden kann. Beispiele sind hier das Kamerasystem in der Nase, die Antenne zur Videoübertragung und das GPS-Modul. Zum jetzigen Zeitpunkt wird der Stromverbrauch der Motorakkus leider noch nicht erfasst, sodass eine Untersuchung der Batteriedaten erst in Folgearbeiten durchgeführt

werden kann. Idealerweise müsste hierzu ein autonomer Flug mit den gleichen Missionsparametern wie in der Auslegung durchgeführt werden.

4.2.2 Juliette

Der Versuchsträger *Juliette* wird im Rahmen des Projekts *DeltaWing* des DLR verwendet. Das Ziel des Projekts ist die Bestimmung von Flugleistungsdaten eines militärischen UAS mit Delta-Konfiguration.

Ein Bild des *Juliette* auf seinem Startwagen wird in Abbildung 4.11 gezeigt.

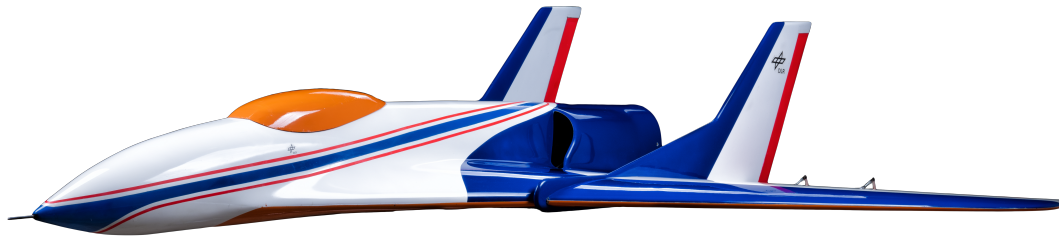


Abb. 4.11: Versuchsträger *Juliette* [DLR (CC BY-NC-ND 3.0)]

Der *Juliette* wurde auf Grundlage des Modells *Harpoon* der Firma Graupner entwickelt [44]. Das Modell wurde in seiner Ausgangskonfiguration belassen, lediglich das Antriebssystem wurde von einem mit Kerosin betriebenen Turbojet gegen einen elektrisch betriebenen Impeller ausgetauscht. Zusätzlich wurde das Avioniksystem für die Nutzung eines Autopiloten modifiziert. Eine Übersicht der wichtigsten Konfigurationsparameter wird in Tabelle 4.5 dargestellt.

Parameter	Wert
Länge	1550mm
Spannweite	1800mm
Flügelfläche	81dm ²
Flügelstreckung	4
Zuspitzung	0.28
Wurzelprofilldicke	10%
Höhenleitwerksfläche	n.v.
Seitenleitwerksfläche	10.9dm ²
Fahrwerk	Einziehbares Bug- & Hauptfahrwerk
Antriebssystem	Elektro-Impeller

Tab. 4.5: Konfigurationsparameter *Juliette*

Für die Analyse der Konfiguration in SUAVE wurden zusätzlich folgende Parameter in der Setuproutine definiert:

- Vehicle Setup:
 - Genauer Aufbau von Flügel und Seitenleitwerken mit vierstelligem NACA-Profil äquivalenter Dicke und Steuerflächen
 - Segmentbasierte Definition des Rumpfes
 - Aufbau des Energienetzwerkes bestehend aus Elektro-Impeller, ESC und Batterien sowie Avionik und Nutzlast

- Config Setup: Nur Standardkonfiguration
- Analyses Setup:
 - Sizing: Nicht notwendig, da Konfigurationsparameter bekannt sind
 - Weights: Neue Abschätzungsmethode für UAS (gesamtstrukturbasiert nach 3.5)
 - Aerodynamics: Fidelity Zero mit auftriebserhöhenden Wirbeln (siehe 2.3.1.1)
 - Stability: Fidelity Zero (siehe 2.3.3, nur statische Stabilität)
 - Energy Network: Battery-Ducted Fan
 - Planet: Erde
 - Atmosphere: ISA-Standardatmosphäre
- Mission Setup:
 - Climb auf 500m bei 10m/s Steigrate und 30m/s Fluggeschwindigkeit
 - Cruise für 2000m bei 60m/s Fluggeschwindigkeit
 - Descent auf 0m bei 3m/s Sinkrate und 30m/s Fluggeschwindigkeit

Als Referenzdaten für die Strukturmassenabschätzung wurde die in Abschnitt 4.1.1 genannte Abschätzung für Jetflugzeuge aller Materialien genutzt. Die sonstigen Massenanteile wurden den Datenblättern der jeweiligen Herstellern entnommen und zur Ermittlung der Strukturmasse von der gemessenen Gesamtmasse abgezogen, da eine Zerlegung des UAS in seinen Einzelkomponenten nicht möglich war. Die Resultate der Massenabschätzung sind in Tabelle 4.6 dargestellt.

Massenanteil	Messung [g]	Schätzung [g]	Abweichung [%]
Gesamtmasse	11600	11848	2,1
Leermasse	11600	11848	2,1
Struktur	6540	6788	3,8
Energienetzwerk	4320		
Antriebssystem	1270		
Batteriesystem	3050		
Tanksystem	0		
Verkabelung	n.v.	69	
Systeme	740		
Avionik	290		
Stellmotoren	450		
Sonstige fixe Komponenten	0		
Nutzlast	0		
Kraftstoffmasse	0		

Tab. 4.6: Massenabschätzung *Juliette*

Es ist zu sehen, dass die Abschätzung der Strukturmasse mit einer Abweichung von 3.8% trotz der geringen Anzahl an Regressionsparametern bereits dicht an den gemessenen Werten liegt. Mit Blick auf die durchschnittliche Abweichung der Regression von 18.7% ist die besonders genaue Übereinstimmung in gewisser Hinsicht aber auch ein zufälliges Ergebnis. Das resultierende geometrische Ersatzmodell für die Analyse der Aerodynamik wird in Abbildung 4.12 gezeigt. Der Effekt des Rumpfes auf den Gesamtauftrieb und der zusätzliche

parasitäre Widerstand wird bei der Analyse aufgrund des vermutlich nicht vernachlässigbaren Einflusses miteinbezogen.

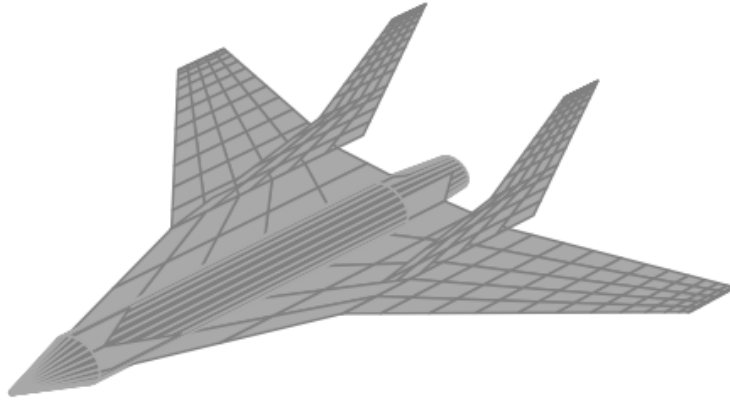


Abb. 4.12: Ersatzmodell für aerodynamische Analyse der *Juliette*

Im Folgenden wird nun eine Auswahl der wichtigsten Ergebnisse aus dem Analyseprozess des *Juliette* gezeigt. In Abbildung 4.13 wird der Flugzustand während der Mission dargestellt.

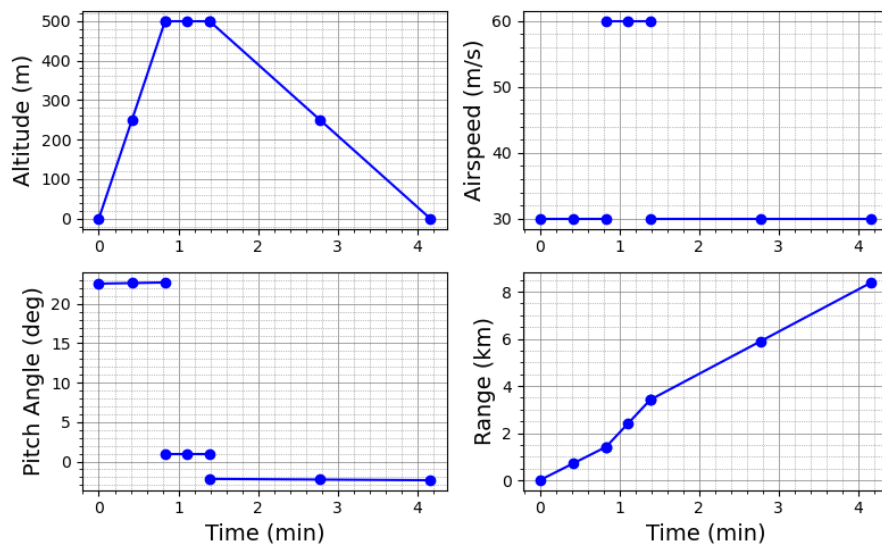


Abb. 4.13: Flugzustand der *Juliette* über Missionsverlauf

Es ist ersichtlich, dass die geforderten Missionparameter vollständig eingehalten werden. In Abbildung 4.14 wird der Verlauf der aerodynamischen Beiwerte gezeigt.

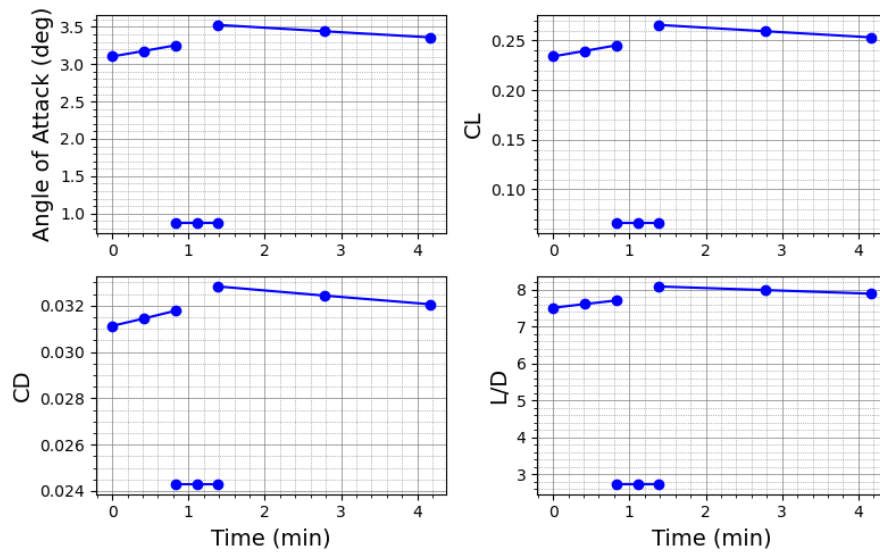


Abb. 4.14: Aerodynamische Beiwerte der *Juliette* über Missionsverlauf

Aufgrund der unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten sind nun starke Veränderungen im Verlauf der Beiwerte zu sehen. In Abbildung 4.15 werden die Leistungsdaten des Antriebssystems gezeigt.

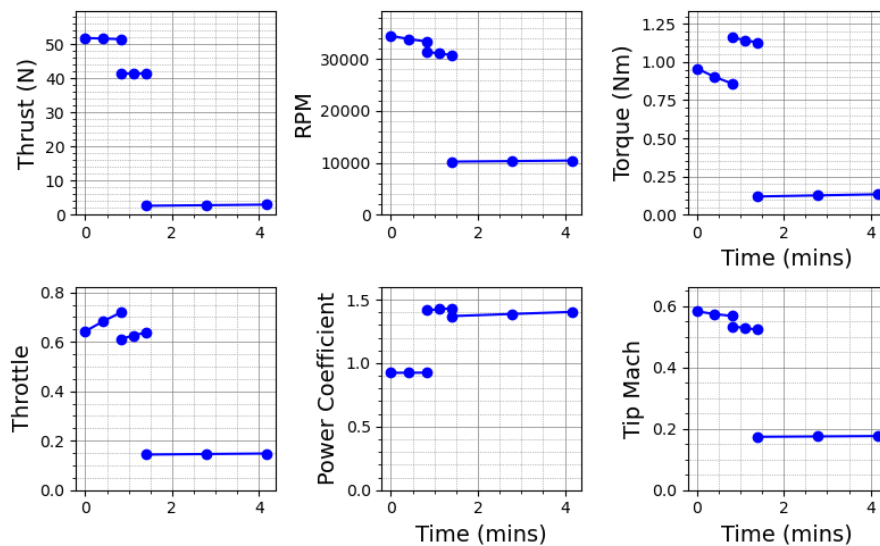


Abb. 4.15: Antriebsdaten der *Juliette* über Missionsverlauf

Sämtliche Leistungsdaten des Antriebs zeigen eine starke Abhängigkeit vom jeweiligen Missionssegment. Zuletzt werden die Daten des Energiesystems in Abbildung 4.16 untersucht.

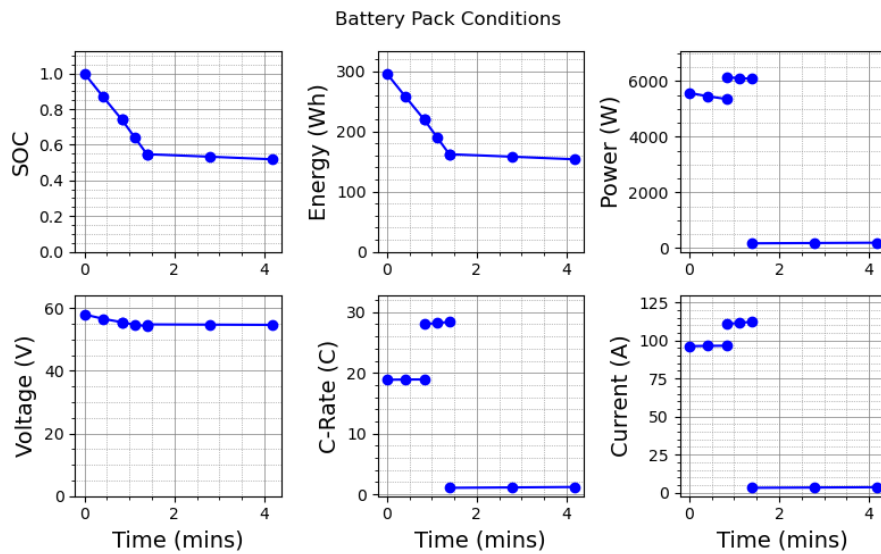


Abb. 4.16: Batteriedaten der *Juliette* über Missionsverlauf

Die berechneten Werte erscheinen beim Vergleich mit den Angaben des Herstellers aus dem Datenblatt des Elektro-Impellers plausibel, da dieser einen maximalen Schub von 90N bei einem Stromverbrauch von 135A ermittelt hat [45].

Die berechneten Daten werden nun noch mit gemessenen Daten aus einem Flugversuch zur

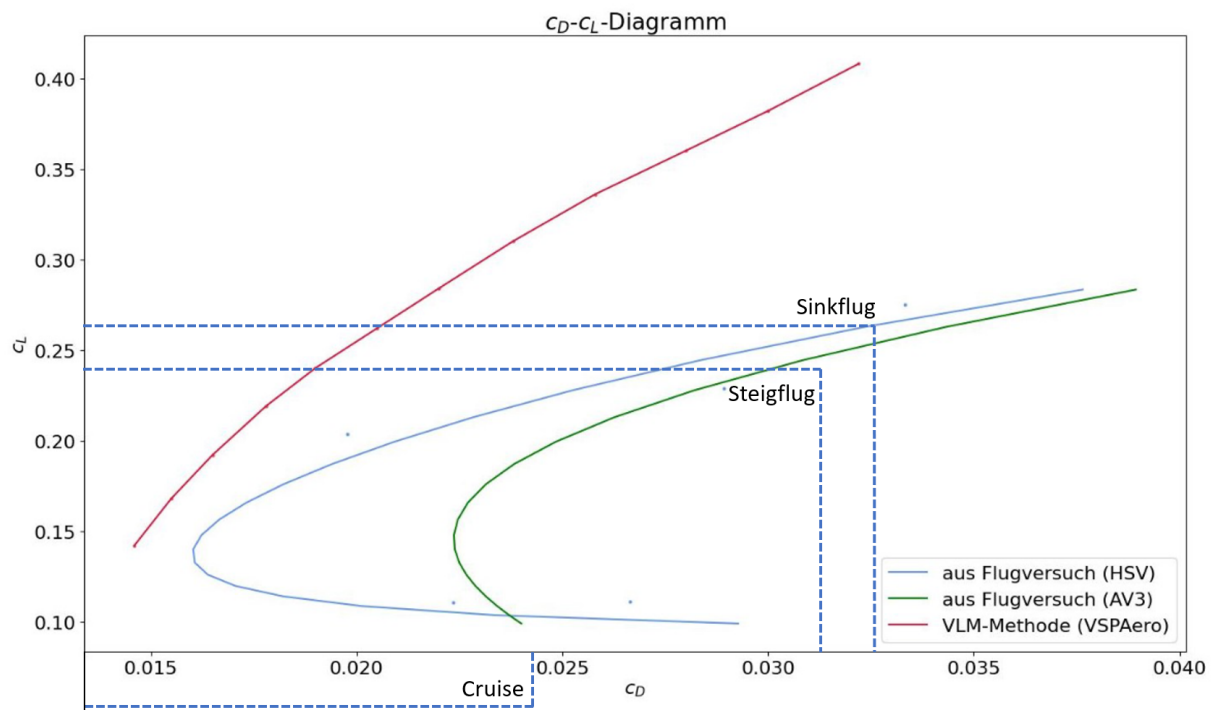


Abb. 4.17: Vergleich mit Messdaten des *Juliette* aus einem Flugtest in Anlehnung an [46]

Gleitzahlpolarenbestimmung verglichen. Die Messwerte des Flugtest werden in Abbildung

4.17 dargestellt. Hierbei bezeichnet die Kurve „aus Flugversuch (HSV)“ gemessene Werte aus einem Höhenstufenverfahren und die Kurve „aus Flugversuch (AV)“ mittels Ausschießverfahren ermittelte Werte. Zusätzlich stellt die Kurve „VLM-Methode (VSPAero)“ berechnete Werte aus der aerodynamischen Analyse mittels VSPAero dar. Die mittels SUAVE berechneten Werte sind für die einzelnen Flugphasen durch die Schnittpunkte der gestrichelten Linien gekennzeichnet.

Es ist zu sehen, dass SUAVE die im Flugversuch ermittelten Werte wesentlich genauer replizieren kann. Dies ist hauptsächlich darauf zurückzuführen, dass VSPAero von einer reibungsfreien Strömung ausgeht, während SUAVE diese Widerstandskomponenten - wie in Abschnitt 2.3.1.1 beschrieben - mit in die Analyse einbezieht.

5 Fazit

In diesem Kapitel werden die wichtigsten Schritte bei der Entwicklung der Massenabschätzungsmethode für Starrflügel-UAS zusammengefasst und ein Ausblick auf Verbesserungsmöglichkeiten der Methode in Folgearbeiten gegeben.

5.1 Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit behandelt die Entwicklung und Implementierung einer Methode zur Massenabschätzung von UAS im Rahmen des Entwurfsprozesses. Der Fokus liegt dabei auf der Strukturmassenabschätzung, die eine wichtige Rolle bei der Auslegung von UAS spielt. Um einen Überblick über verschiedene Kategorisierungsmöglichkeiten von UAS zu geben, wurden zu Beginn der Arbeit verschiedene Kategorisierungsmöglichkeiten von UAS vorgestellt, da bei der Auswahl einer Massenabschätzung die Anwendbarkeit meist auf bestimmte Kategorien oder Konfigurationen beschränkt ist. Daraufhin wurde eine umfangreiche Literaturrecherche durchgeführt, um vorhandene Methoden zur Strukturmassenabschätzung von UAS zu untersuchen. Dabei wurden die Methoden in empirische und analytische Methoden unterteilt.

Im nächsten Schritt wurde ein Überblick über das genutzte Framework zur Auslegung gegeben. Dieses Framework ist in einzelne Teildisziplinen des Luftfahrzeugentwurfs aufgeteilt und bietet somit eine strukturierte Herangehensweise an die Auslegung von UAS. Dabei wurden die Fähigkeiten des Frameworks für jede Teildisziplin detailliert beschrieben.

Die generierte Datenbank mit den Konfigurations- und Flugleistungsparametern verschiedener Kategorien von UAS wurde ebenfalls ausführlich beschrieben. Dabei wurden die Herausforderungen bei der Datenerfassung sowie der Aufbau der Datenbank erläutert. Durch die Entwicklung eines Verfahrens zur dynamischen Bildung von Regressionen konnte die Methode zur Strukturmassenabschätzung generalisiert und somit auf unterschiedliche Modelltypen anpassbar gemacht werden. Die entwickelte Methode zur Abschätzung der maximalen Abflugmasse ermöglicht eine genaue Bestimmung dieses Parameters als Startwert für eine iterative Auslegung. Die Unterschiede zwischen komponentenbasierter und Gesamtstrukturanalyse wurden beschrieben und auf ihre Vor- und Nachteile untersucht. Durch die Einbindung der Massenabschätzungsmethode in das bestehende Auslegungsframework SUAVE können zahlreiche sonstige Komponenten beschrieben und analysiert werden.

Die entwickelten Methoden zur Strukturmassenabschätzung wurden auf verschiedene Kategorien von UAS angewandt und ausgewertet. Dabei konnte die komponentenbasierte Analyse anhand einer Auswahl von Segelmodellen wesentlich bessere Ergebnisse erzielen als die Gesamtstrukturanalyse aufgrund der noch zu großen Bandbreite von einbezogenen Modellen. Zuletzt wurde die entwickelte Methode im Rahmen einer vollständigen Analyse angewandt und einzelne Kenngrößen anhand von Flugversuchsdaten ausgewertet. Die berechneten Daten zeigen eine gute Übereinstimmung mit den Flugversuchsdaten, wodurch die Fähigkeiten von

SUAVE als Framework zum Entwurf von Luftfahrzeugen demonstriert werden konnten. Insgesamt leistet die vorliegende Arbeit einen sinnvollen Beitrag zur Massenabschätzung im Entwurfsprozess von unbemannten Luftfahrzeugen bei, da sie durch die Erweiterung und Generalisierung von vorhandenen Methoden zur Strukturmassenabschätzung eine präzisere Abschätzung der maximalen Abflugmasse ermöglicht. Die entwickelten Methoden wurden erfolgreich auf verschiedene Kategorien von UAS angewendet und können in zukünftigen Entwurfsprozessen von UAS eingesetzt werden.

5.2 Ausblick

Um die Massenabschätzung weiter zu verbessern und zu validieren, können in Zukunft verschiedene Schritte unternommen werden. Eines der ersten Ziele könnte darin bestehen, mehr Datensätze zu sammeln, um die Fähigkeiten der Abschätzung zu erweitern und zu verbessern. Da die manuelle Vermessung von bestehenden Modellen erforderlich ist, um weitere Datensätze zu erheben, bietet es sich an, zusätzliche Datensätze an eine konkrete Auslegungsaufgabe durch eine Auswahl von ähnlichen Modellen anzupassen.

Um eine genauere Bestimmung der nötigen Masse zu ermöglichen, könnte eine Datenbank für Stellmotoren erstellt werden, die in Kombination mit einer Berechnung der auf die jeweilige Steuerfläche wirkenden aerodynamischen Last eine Auswahl des optimalen Stellmotors ermöglicht.

Ein weiterer wichtiger Aspekt wäre der Vergleich weiterer berechneten Leistungsdaten existierender Modelle mit aus Flugversuchen gewonnenen Daten. Das DLR hat durch den regulären Flugversuchsbetrieb eine Vielzahl an Möglichkeiten, diese Vergleiche im Kontext weiterer Flugexperimente durchzuführen.

Schließlich könnte die Massenabschätzung im Rahmen einer iterativen Auslegung eines neuen UAS erprobt werden, da im Rahmen dieser Arbeit nur bereits vorhandene Modelle analysiert wurden. Dies könnte dazu beitragen, die Genauigkeit und Anwendbarkeit der Methode in realen Auslegungssituationen zu validieren und zu verbessern.

Darüber hinaus könnten weitere Untersuchungen durchgeführt werden, um die Vorteile und Nachteile der komponentenbasierten und Gesamtstrukturanalyse besser zu verstehen und gegebenenfalls die genutzten Konfigurationsparameter zu optimieren.

Insgesamt bieten sich viele Möglichkeiten zur Weiterentwicklung und Verbesserung der entwickelten Methodik zur Massenabschätzung im Entwurfsprozess von unbemannten Luftfahrzeugen, um die Genauigkeit und Anwendbarkeit zu erhöhen und die Methodik in zukünftigen Entwurfsprojekten erfolgreich einzusetzen.

Literatur

1. STATISTA: *Drohnen - weltweites Marktvolumen bis 2030* | Statista [online]. 2023. [besucht am 2023-01-15]. Abger. unter: <https://de.statista.com/statistik/daten/studie/999424/umfrage/volumen-des-weltweiten-drohnenmarktes/>.
2. BARDENHAGEN, A.; GOBBIN, A.: *Parameter Massenabschätzung* [online]. 2022. [besucht am 2023-01-20]. Flugzeugentwurf I. Abger. unter: https://isis.tu-berlin.de/pluginfile.php/2355105/mod_resource/content/1/B_Teil1_Parameter_WiSe2021.pdf.
3. GUNDLACH, J.: *Designing Unmanned Aircraft Systems*. 1st ed. Reston: American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2014. ISBN 9781624106446. Auch verfügbar unter: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/kxp/detail.action?docID=29275811>.
4. EASA: *Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems* [online]. 2022. [besucht am 2023-01-20]. Abger. unter: <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/110913/en>.
5. DEPARTMENT OF DEFENSE: *Unmanned Aircraft System Airspace Integration Plan*. 2011. Auch verfügbar unter: <https://info.publicintelligence.net/DoD-UAS-AirspaceIntegration.pdf>.
6. CIVIL AVIATION SAFETY AUTHORITY: *Drone weight categories and requirements* [online]. 2022. [besucht am 2023-01-20]. Abger. unter: <https://www.casa.gov.au/drones/get-your-operator-credentials/drone-weight-categories-and-requirements>.
7. FAHLSTROM, P. G.; GLEASON, T. J.: *Introduction to UAV Systems, Fourth Edition*. Wiley, 2012. Abger. unter DOI: 10.1002/9781118396780.
8. RIZZO, E.; FREDIANI, A.: A model for solar powered aircraft preliminary design. *The Aeronautical Journal*. 2008, Jg. 112, Nr. 1128, S. 57–78. ISSN 0001-9240. Abger. unter DOI: 10.1017/S0001924000002001.
9. NOTH, A.; SIEGWART, R.: Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. *Environ Res*. 2008. Auch verfügbar unter: https://ethz.ch/content/dam/ethz/special-interest/mavt/robotics-n-intelligent-systems/asl-dam/documents/projects/Design_Skysailor.pdf.
10. STENDER, W.: *Sailplane Weight Estimation*. OSTIV, 1969. Auch verfügbar unter: <https://books.google.de/books?id=UIYZNQAACAAJ>.
11. CRUZ, J.: Weight Analysis of the Daedalus Human-Powered Aircraft. *Technical Soaring*. 1990, Jg. 14, S. 2–6.
12. GERARD, W. H.: Prediction of Sailplane Wing Weight for Preliminary Design. *Weight Engineering*. 1998.

13. YI, Z.; HEPING, W.: A Study of Structure Weight Estimating for High Altitude Long Endurance (HALE) Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *25th International Congress of Aeronautical Sciences*. 2006. Auch verfügbar unter: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2006/PAPERS/019.PDF.
14. BARDENHAGEN, A.; BLÜMEL, T.: *Lastannahmen* [online]. 2022. [besucht am 2023-01-20]. Leichtbau I. Abger. unter: https://isis.tu-berlin.de/pluginfile.php/1785719/mod_resource/content/2/K04_Lastannahmen_20.pdf.
15. LOVERING, Z.: *Vahana Configuration Trade Study: Part I* [online]. 2016. [besucht am 2023-01-20]. Abger. unter: <https://acubed.airbus.com/blog/vahana/vahana-configuration-trade-study-part-i/>.
16. LUKACZYK, T. W. u. a.: SUAVE: An Open-Source Environment for Multi-Fidelity Conceptual Vehicle Design. In: *AIAA Aviation*. [Place of publication not identified]: [publisher not identified], 2015. ISBN 978-1-62410-368-1. Abger. unter DOI: 10.2514/6.2015-3087.
17. OWENS, D.: Weissinger's model of the nonlinear lifting-line method for aircraft design. In: *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. Abger. unter DOI: 10.2514/6.1998-597.
18. SHEVELL, R. S.: *Fundamentals of flight*. 2. ed. Englewood Cliffs: Prentice-Hall, 1989. ISBN 0133390608.
19. POLHAMUS, E. C.: A concept of the vortex lift of sharp-edge delta wings based on a leading-edge-suction analogy. In: 1966. Nr. NASA-TN-D-3767. Auch verfügbar unter: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19670003842>.
20. SPERA, D. A.: *Models of Lift and Drag Coefficients of Stalled and Unstalled Airfoils in Wind Turbines and Wind Tunnels* [online]. 2008. [besucht am 2023-01-20]. Nr. E-16599. Abger. unter: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20090001311>.
21. VEGH, J. M. u. a.: Current Capabilities and Challenges of NDARC and SUAVE for eVTOL Aircraft Design and Analysis. In: *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2019. Abger. unter DOI: 10.2514/6.2019-4505.
22. DRELA, M.; YOUNGREN, H.: *AVL 3.40 User Primer* [online]. 2022. [besucht am 2023-01-20]. Abger. unter: https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/avl_doc.txt.
23. MACDONALD, T. u. a.: SUAVE: An Open-Source Environment Enabling Unconventional Vehicle Designs through Higher Fidelity. In: *AIAA SciTech Forum*. 2017. ISBN 978-1-62410-447-3. Abger. unter DOI: 10.2514/6.2017-0234.
24. RAYMER, D. P.: *Aircraft design: A conceptual approach*. Sixth edition. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2018. AIAA education series. ISBN 978-1-62410-490-9. Abger. unter DOI: 10.2514/4.104909.
25. WELLS, D. P. u. a.: *The Flight Optimization System Weights Estimation Method* [online]. 2017. [besucht am 2023-01-20]. Nr. NASA/TM-2017-219627/VOL1. Abger. unter: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170005851>.
26. KIMMEL, W. M.; BRADLEY, K. R.: *A Sizing Methodology for the Conceptual Design of Blended-Wing-Body Transports* [online]. 2004. [besucht am 2023-01-20]. Nr. NASA/CR-2004-213016. Abger. unter: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20040110949>.

-
27. ROSKAM, J.: *Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*. Bd. Part VI. 5. print. Lawrence, Kan.: DARcorporation, 2008. Airplane design / Jan Roskam. ISBN 1884885527.
 28. GILRUTH, R. R.; WHITE, M. D.: *Analysis and prediction of longitudinal stability of airplanes* [online]. 1941. [besucht am 2023-01-20]. Nr. NACA-TR-711. Abger. unter: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091789>.
 29. FINCK, R. D.: *USAF Stability and Control DATCOM* [online]. 1978. [besucht am 2023-01-20]. Nr. ADB072483. Abger. unter: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADB072483>.
 30. BLAKELOCK, J. H.: *Automatic control of aircraft and missiles*. 2. ed. New York: Wiley, 1991. ISBN 0471506516. Auch verfügbar unter: <http://www.loc.gov/catdir/description/wiley031/90012393.html>.
 31. DRELA, M.: *Articles & Tips Index* [online]. 2009. [besucht am 2023-01-20]. Abger. unter: <http://www.charlesriverrc.org/articles.htm>.
 32. VOLODYMYR, G.: *Electric RC Gliders* [online]. 2023. [besucht am 2023-03-19]. Abger. unter: <http://f3j.in.ua/electric-rc-gliders.html>.
 33. *Janes All The World's Aircraft: Unmanned 2022-2023*. Jane's Information Group, 2022. ISBN 9780710633989.
 34. TRAVER, T.: *F3X Vault* [online]. [o. D.]. [besucht am 2023-03-19]. Abger. unter: <https://www.f3xvault.com/>.
 35. VIRTANEN, P. u. a.: SciPy 1.0: Fundamental Algorithms for Scientific Computing in Python. *Nature Methods*. 2020, Jg. 17, S. 261–272. Abger. unter DOI: 10.1038/s41592-019-0686-2.
 36. MOREÉ, J. J.: The Levenberg-Marquardt algorithm: Implementation and theory. In: *Lecture Notes in Mathematics*. Springer Berlin Heidelberg, 1978. Abger. unter DOI: 10.1007/bfb0067700.
 37. BRANCH, M. A. u. a.: A Subspace, Interior, and Conjugate Gradient Method for Large-Scale Bound-Constrained Minimization Problems. *SIAM Journal on Scientific Computing*. 1999, Jg. 21, Nr. 1. Abger. unter DOI: 10.1137/S1064827595289108.
 38. VOGLIS, C.; LAGARIS, I.: A Rectangular Trust-Region Approach for Unconstrained and Box-Constrained Optimization Problems. In: *International Conference of Computational Methods in Sciences and Engineering 2004 (ICCMSE 2004)*. CRC Press, 2019. Abger. unter DOI: 10.1201/9780429081385-138.
 39. BARDENHAGEN, A.; GOBBIN, A.: *Aircraft Data* [online]. 2022. [besucht am 2023-01-20]. Flugzeugentwurf I. Abger. unter: https://isis.tu-berlin.de/pluginfile.php/2355142/mod_folder/content/0/aircraftData.xlsx.
 40. TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design: An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Dordrecht: Springer, 1982. ISBN 978-90-481-8273-2. Abger. unter DOI: 10.1007/978-94-017-3202-4.

41. BARDENHAGEN, A.; GOBBIN, A.: *Aerodynamik* [online]. 2022. [besucht am 2023-01-20]. Flugzeugentwurf I. Abger. unter: https://isis.tu-berlin.de/pluginfile.php/2355109/mod_resource/content/1/B_Teil3_Aerodynamik_WiSe2021.pdf.
42. NIKODEM, F.: Entwicklung der DLR-Höhenplattform und ihrer Anwendungen. In: 2021. Auch verfügbar unter: <https://elib.dlr.de/143787/>.
43. VOLODYMYR, G.: *Vladimirs Model | AVA PRO EL family* [online]. [o. D.]. [besucht am 2023-01-20]. Abger. unter: <http://f3j.in.ua/ava-pro-el-family.html>.
44. LOHSE, M.: *Graupner, WP HARPOON, 6265* [online]. [o. D.]. [besucht am 2023-01-20]. Abger. unter: <https://www.hobbydirekt.de/sonstiges/sonstiges/WP-HARPOON-Graupner-6265::31262.html>.
45. GMBH, H. M.: *Stream-Fan 110mm kv700* [online]. [o. D.]. [besucht am 2023-01-20]. Abger. unter: <https://www.hacker-motor-shop.com/Ducted-Fan-Systems/Stream-Fan-ducted-fan-sytems-110mm-4-33in-/Stream-Fan-110mm-kv700.htm>.
46. WESSELS, A.: *Entwicklung und Evaluierung von Flugversuchsmethoden zur Gleitzahlpolarbestimmung von unbemannten Flugsystemen*. 2023.