DLR-IB-FT-BS-2023-134

Entwicklung eines Software-Tools zur Auslegung eines Multirotor-Systems zum Abfangen und Abtransportieren eines Intruder-UAV (Bachelorarbeit)

Interner Bericht Hochschulschrift

Autor: Lennart Kracke



Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institutsbericht DLR-IB-FT-BS-2023-134

Entwicklung eines Software-Tools zur **Auslegung eines Multirotor-Systems** zum Abfangen und Abtransportieren eines Intruder-UAV (Bachelorarbeit)

Lennart Kracke

Institut für Flugsystemtechnik Braunschweig

- 067 Seiten
- 025 Abbildungen
- 011 Tabellen
- 053 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:

in 19.1.24

Institutsdirektor: Abteilungsleitung:

Johann Dauer

Prof. Dr.-Ing. S. Levedag

i.A.

Gordon Strickert 2024.01.08 13:09:33 +01'00'

Betreuer:in: Dmytro Zhukov

Lennart Kracke

Dzhukol Dzhukol Dzhukol Dzhukol

WON

Lennart Kracke 2024.01.08 13:36:34+01'00'

Verfasser:in:



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

Bachelorarbeit

Entwicklung eines Software-Tools zur Auslegung eines Multirotor-Systems zum Abfangen und Abtransportieren eines Intruder-UAV

Lennart Kracke Verkehrswesen Matrikel-Nr. 341498

Berlin, 30.06.2021

Betreut von Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen und Annika Scheunemann sowie Dmytro Zhukov (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt)

Zusammenfassung

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung eines Software-Tools zur Entwicklung eines Multicopter-Systems zum Abfangen und Abtransportieren eines Intruder-UAV. Zu diesem Zweck werden zunächst die nötigen theoretischen Grundlagen zur Auswahl relevanter Multicopter-Komponenten analysiert und die Kernparameter dieser identifiziert. Weiterhin wird das verwendete Hardware-Framework zur Detektion und Trajektorienanalyse der Intruder-Drohne vorgestellt.

Für die Entwicklung der Software wird zunächst eine Analyse der relevanten Marktsegmente sowie eine Auswahl der gebräuchlichsten Drohnen aus diesen Segmenten vorgestellt. Es folgt die Beschreibung der vom Projekt vorgegebenen Abfangmission. Dem schließt sich eine Analyse der möglichen Abfangmethoden und eine Vorstellung der bereits am Markt existierenden Systeme an. Mithilfe einer Bewertungsmatrix werden Rückschlüsse auf die geeignetsten Abfangmethoden gezogen.

Die Auslegungssoftware bestimmt die optimale Konfiguration iterativ und versucht die Gesamtmasse der Abfang-Drohne zu minimieren. Hierzu kann der Benutzer zu analysierende Grundkonfigurationen auswählen und eine Intruder-Drohne definieren. Die Auslegungssoftware bestimmt daraufhin passende Antriebskomponenten und die daraus resultierenden Flugleistung. Mithilfe der gewonnenen Daten kann die Erfüllbarkeit der Mission verifiziert und Parameter wie zum Beispiel Stromverbrauch oder Missionsdauer der Abfang-Drohne bestimmt werden.

Im Vergleich der gewonnenen Daten des Antriebssystems mit gemessenen Daten des Herstellers ergibt sich eine hohe Übereinstimmung. Im Folgenden werden verschiedene Beispielmissionen mit unterschiedlichen Intruder-Drohnen analysiert und die von der Software ermittelte optimale Konfiguration vorgestellt. Beim Vergleich mit am Markt bestehenden Systemen ergeben sich ähnliche Gesamtmassen.

Abschließend wird ein Ausblick auf potenzielle Folgeprojekte zur Verbesserung der Auslegungssoftware gegeben.

Iverkeinswesen	
Studiengang / course of study	341498
	Matrikel-Nr. / matriculation number
	0176/43463113
	Telefonnummer / phone number
TU Berlin – Der Präsident – Straße des 17. Juni 135 – 10623 Berlin	lennart.kracke@gmail.com
ennart Kracke	E-Mail
Londer Macke	← Bitte ihre <u>vollständige Anschrift eintragen</u>
	Please enter your complete adress
Zusatz / c/o	Ich bitte, mir eine / Please hand me out a topic for a
Wiclefstr. 36	Aufgabe für die Diplomarbeit
Straße, Hausnummer / street address	Masterarbeit / Moster's
Berlin Berlin	
PL2 / ZIP code Ort / place	L in englischer Sprache / in English language
nit Bezug zum Fachgebiet / Modul Luftfah	nrzeugbau und Leichtbau / Flugzeugentwurf II
elating to department / module)	zu stel
rste*r Prüfer*in (Aufgabensteller*in): Prof first examiner (supervisor))	f Bardenhagen
Sruppenarbeit mit (group work with): (Name / Mote	Nr
(see work with). (Name / Matr.	
10.11.20 luth	
Datum (Date) / Unterschrift (signature) Studierende	*r (student)
pau / Herrn Prof./Dr.: Bardenhage	10
rad / Herrn Prof./Dr.:	Sekr.: H.M.
rgd / Herm Prof./Dr	enstellung sind erfüllt.
rgd / Herm Prof./Dr	enstellung sind erfüllt.
rad / Herm Prof./Dr	enstellung sind erfüllt.
rad / Herm Prof./Dr	enstellung sind erfüllt.
rad / Herm Prof./Dr	enstellung sind erfüllt.
rgd / Herm Prof./Dr	enstellung sind erfüllt.
rgd / Herm Prof./Dr.:	Sekr.:H. M. enstellung sind erfüllt. des Thema für die Diplom-, Bachelor- bzw. Masterarbeit: C.h.e.man.m. Sekr.:
rgd / Herm Prof./Dr.:	Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:H. M.
rad / Herm Prof./Dr	Sekr.:H.M. Sekr.:H.M. Sekr.:H.M.
rgd / Herm Prof./Dr.:	Sekr.: H.M. Sekr.: H.M. Sekr.: H.M. Sekr.: H.M. Sekr.: Sekr.: Sekr.: F2 Sekr.: F2 Sekr.: Sekr.: Sekr.: F2 Sekr.: Sekr.: Sekr.: <
rad / Herm Prof./Dr.:	Sekr.:H.11. Sekr.:
rgd / Herm Prof./Dr.:	Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:
rgd / Herm Prof./Dr.:	Sekr.: <u>H.11</u> Sekr.: <u>H.11</u> Sekr.: <u>H.11</u> Sekr.: <u>F.2</u> Sekr.: <u>F.2</u> Sekr.: <u>F.2</u> Sekr.: <u>F.2</u> Meifügen. Sekr.: <u>F.2</u> Meifügen. Sekr.: <u>F.2</u>
rad / Herm Prof./Dr.:	Sekr.:H. M. Sekr.:H. M. Sekr.:
rgd / Herm Prof./Dr.:	Sekr.:
rgd / Herm Prof./Dr.:	Sekr.: <u>H.M.</u> Sekr.: <u>H.M.</u> Sekr.: <u>H.M.</u> Sekr.: <u>H.M.</u> Sekr.: <u>F.2</u> Sekr.: <u>F.2</u> Sekr.: <u>F.2</u> Sekr.: <u>F.2</u> Meifügen. Meifü
rad / Herm Prof./Dr.:	Sekr.:



Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Aufgabenstellung für die Bachelor-Arbeit für Herrn Lennart Kracke

Titel

Entwicklung eines Software-Tools zur Auslegung eines Multirotor-Systems zum Abfangen und Abtransportieren eines Intruder-UAV und Analyse der Auslegung unter verschiedenen Randbedingungen

Betreuer: Dmytro Zhukov

Hintergrund

Das DLR forscht seit mehr als 10 Jahren an und mit unbemannten Luftfahrzeugen am Institut für Flugsystemtechnik in Braunschweig. Es werden verschiedene unbemannte Hubschrauber und Flugzeuge unterschiedlicher Gewichtsklassen von 1,5 kg bis 450 kg Gesamtgewicht betrieben. Unbemannte Flugsysteme, (engl. "Unmanned Aerial Vehicles", UAV), im speziellen Quadrocopter, erfreuen sich immer größerer Beliebtheit. Die Technologie wird günstiger und vor allem sehr viel einfacher zu handhaben. Dies bedeutet, dass UAV für einen breiteren Markt attraktiv werden. Durch die hohe Verfügbarkeit, ungeschulte Piloten und die unachtsame Flugweise wächst auch der Bedrohungsgrad.

Im Rahmen des Forschungsprojektes Drohnenabwehr entwickeln die Mitarbeiter/Innen der Abteilung für Unbemannte Luftfahrzeuge Algorithmen und Systeme für die Abwehr solcher Bedrohungen. Ausgangsszenario des Projektes ist die Annahme eines sicherheitskritischen Gebietes (z. B. Flughafen, Großveranstaltung, Militärgebiet), das durch eine eindringende Drohne (Intruder) verletzt wird. Die Überwachungszentrale detektiert anhand von Sensorik (z. B. Videokameras, RADAR) den Intruder und schickt zum Abwehren eine Abfang-Drohne zu der Koordinate los, wo der Intruder zuletzt detektiert wurde. Die Abfang-Drohne detektiert den Intruder anhand ihrer On-Board Sensoren und nimmt die Verfolgung auf. Um mögliche Gefahren für das zu schützende Gebiet auszuschließen, soll der Intruder nicht nur Abgefangen, sondern auch der Abtransport an einen vordefinierten, sicheren Ort ermöglicht werden. Zu diesem Zweck wird im Rahmen des Projektes eine Abfang-Drohne aufgebaut um den Abfang-/Abtransportvorgang zu demonstrieren. Die Drohne soll unterschiedliche Nutzlasten, wie z.B. Kameras, LiDAR, Onboard Computer und Greifmechanismen mit sich führen.

Problembeschreibung

Ausgehend von den Projektzielen soll in der Bachelorarbeit ein Vorgehen entwickelt werden, das eine Auslegung eines Multikopter-Systems unter den identifizierten Randbedingungen ermöglicht. Dieses Vorgehen soll dann in einem softwarebasierten Tool umgesetzt werden. Der Algorithmus soll aus analytischen und/oder empirischen Daten die einzelnen Aspekte der Auslegung (z.B. Systemgewicht/Schwerpunkt, Leistungsbedarf, wesentliche Flugleistungsparameter) abschätzen. Das Vorgehen zur Abschätzung und zur Erfüllung der Randbedingungen kann iterativ stattfinden. Die Randbedingungen der Auslegung sollen auf Basis von typischen Intruder-Drohnen abgeleitet werden. Dazu muss eine Marktanalyse von Drohnen, die potenziell als Intruder in Frage kommen können, durchgeführt werden. Weiterhin sollen daraus sinnvolle Kenngrößen des eigentlichen Abwehrszenarios (wie Bsp. Flugdauern, Reichweiten, Geschwindigkeiten) abgeleitet werden. Als Intruder sollen nur relevante Klassen von Drohnen definiert werden (Bsp. Minimale Flugdauer von 5 min, maximale Nutzlast 1kg). Die Intruder-Drohne soll weiterhin eine anhand des Szenarios und der bisherigen technischen Umsetzungen orientierte Nutzlast tragen. Diese kann sowohl ein generisches Objekt als auch eine Kamera sein. Für eine bessere Abschätzung der Parameter des Abfang- und Abschleppmechanismus (z.B. Gewicht, Position, Stromverbrauch) soll ebenfalls eine Analyse durchgeführt werden. Dabei sollen die Abfangmethoden verglichen werden und anhand der Ergebnisse soll ein Konzept für verschiedene Greifmechanismen entwickelt werden, die im Auslegungstool Körper berücksichtigt werden können.

Die Mission der Abfang-Drohne teilt sich in folgenden Schritten auf:

- Starten von Basis und fliegen zur vorgegebenen Koordinate
- Lokalisierung und Abfangen des Intruders



- Fixieren mit dem installierten Greifmechanismus
- Abschleppen des Intruders
- Return zur Basis

Für die aufgestellten Randbedingungen soll dann mittels des Software-Tools eine sinnvolle konstruktive Auslegung der Abfang-Drohne erfolgen, die eine Abschätzung der wichtigsten Parameter enthält. Es soll die Auswirkung der Veränderung einzelner Eingangsgrößen (z.B. Anzahl von Rotoren, geforderten Flugleistungen) auf die Auslegung und die Ergebnisse hinsichtlich ihrer Sinnhaftigkeit kritisch betrachtet werden.

Die Bearbeitung der Bachelorarbeit soll in folgenden Schritten stattfinden:

- 1. Marktanalyse zu potenzieller Intruder-Drohne und deren Klassifizierung
- 2. Ermittlung eines typischen Abfangszenarios und Ableitung der charakteristischen Kennwerte (e.g. Reichweite, Geschwindigkeiten)
- Analyse von Abfangmethoden und Mechanismen f
 ür die auszulegende Drohne, Recherche
 über typische Kenngr
 ö
 ßen von Kernelementen (Strukturgewichte, Avionikkomponenten, etc.) und deren Abh
 ängigkeiten. Insbesondere sollen auch unterschiedliche Greifmechanismen in die Berechnungen einflie
 ßen.
- 4. Entwicklung eines Software-Tools zur automatischen Auslegung bzw. Dimensionierung des UAV und ihrer Kernparameter für Abfang, Berechnung in modularisierten Funktionen
- 5. Auslegung einer Konfiguration für das Eingangs definierte Szenario und einer begründeten Auswahl von Randbedingungen (Abfangmechanismus, Nutzlast, etc.).
- 6. Kritische Prüfung und Diskussion der Ergebnisse bzw. deren Abhängigkeit von den definierten Randbedingungen. Es soll außerdem ein Rückschluss hinsichtlich der geeignetsten Greifvorrichtung gezogen werden.

Die Bearbeitungszeit beim DLR beträgt 3 Monate.

Voraussetzung

Herrn Kracke wird ein PC mit vorhandener Software (MS Office / Python) zur Verfügung gestellt. Angesicht der aktuellen SARS-CoV-2 Situation sollen die Arbeiten nach Möglichkeiten im Home-Office durchgeführt werden.

Literaturhinweise

[1] I. Güvenc, at al "Detection, Tracking, and Interdiction for Amateur Drones" 2018 DOI: 10.1109/MCOM.2018.1700455

[2] J. Rothe, at al "A concept for catching drones with a net carried by cooperative UAVs" 2019

[3] Koller Engineering, "NetGun Netzkanonen." https://www.koller.engineering/net-gun/, 2018. [Online; besucht zuletzt 26.10.2020]

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 31.05.2021

Unterschrift

Inhaltsverzeichnis

Ał	Abbildungsverzeichnis						
Та	abellenverzeichnis II						
Ał	Abkürzungsverzeichnis III						
No	omen	klatur				III	
Sy	mbol	verzeio	chnis			IV	
1.	Einl	eitung				1	
	1.1.	Motiva	ation		••••	2	
	1.2.	Ziel de	er Arbeit .			4	
2.	The	oretiscl	he Grund	lagen		5	
	2.1.	Multic	opter-Kon	ponenten		5	
		2.1.1.	Struktur	*		5	
			2.1.1.1.	Grundkonfiguration		5	
			2.1.1.2.	Armlänge		6	
			2.1.1.3.	Material		6	
			2.1.1.4.	Landegestell		6	
		2.1.2.	Antriebs	system		7	
			2.1.2.1.	Propeller		7	
			2.1.2.2.	Motor		8	
			2.1.2.3.	Motorregler		10	
			2.1.2.4.	Akku	· · · · · ·	13	
		2.1.3.	Steuerun	g und Flugregelung	· · · · · ·	14	
			2.1.3.1.	RC-Receiver		15	
			2.1.3.2.	Autopilot	•••••	16	
			2.1.3.3.	Telemetrie	•••••	16	
	2.2.	Detekt	ion der In	truder-Drohne	•••••	16	
3.	Met	hodik				18	
	3.1.	Markta	analvse zu	potentiellen Intruder-Drohnen		18	
	3.2.	Definit	ton des Ab	fangszenarios		20	
	3.3.	Analys	se des Abfa	angmethoden		21	
	3.4.	Entwi	cklung der	Auslegungssoftware		26	
		3.4.1.	Setup-Ro	outine		27	
		3.4.2.	Auswahl	der Antriebskomponenten		28	
		3.4.3.	Analyse	des Antriebssystems		29	
			5				

		3.4.4.	Massenabschätzung	31	
		3.4.5.	Analyse der Flugleistungen	32	
		3.4.6.	Missionsanalyse	34	
		3.4.7.	Auswahl der optimalen Konfiguration	35	
4.	Ausv	vertun	5	36	
	4.1.	Validie	rung des Antriebsmodells	36	
	4.2.	Analys	e von Beispielmissionen	39	
		4.2.1.	DJI Phantom 4 Pro V2.0	40	
		4.2.2.	DJI Air 2S	41	
		4.2.3.	DJI Mini 2	43	
5.	Fazi	t		44	
	5.1.	Zusam	menfassung	44	
	5.2.	Ausblic	k	44	
Lit	Literatur				
An	hang	5		IV	
A.	A. Massenabschätzung des Frame V				

Abbildungsverzeichnis

1.1.	Prognose des Bestandes an kommerziell und privat genutzten Drohnen in	1
1 0	Comoldata Bahindarungan das Luftvarkahrs durch zivila Drahnan in Dautach	1
1.2.	land von 2015 bis 2020 [3]	2
13	Prognose der Nachfrageentwicklung auf dem Markt für Counter-Drone-Produkte	2
1.J.	weltweit von 2019 bis 2024 [6]	3
21	Prinzipskizze des Aufhaus eines Brushless Direct Current (BLDC)-Motors [11]	Q
2.1.	Prinzipskizze des Aufbaus eines Electronic Speed Control (ESC) [13]	11
2.2.	Phasenspannung über einen Schaltzyklus [14]	12
2.3.	Beisnielschaltungen zweier Zellenkonfigurationen [8]	14
2.5.	Hardware Framework des Detektionssystems [26]	17
3.1.	Marktanteile der wichtigsten Hersteller in den USA im Jahr 2019 [31]	19
3.2.	Ablauf der Abfangmission	20
3.3.	DroneHunter von Fortem Technologies beim Abfangmanöver [35]	22
3.4.	MP200 von MalouTech beim Abfangmanöver [40]	22
3.5.	DroGone beim Abfangmanöver [41]	23
3.6.	Programmablauf	26
3.7.	Darstellung der geometrischen Parameter an einem Hexacopters [8]	32
3.8.	Kräftegleichgewicht im Horizontalflug [8]	33
4.1.	Auswertung des Schubs über die Schubstellung	36
4.2.	Auswertung der Drehzahl über die Schubstellung	37
4.3.	Auswertung des Motorstroms über die Schubstellung	38
4.4.	Auswertung des Schubs über den Motorstrom	39
4.5.	Gesamt- und Einzelmassen der Abfangdrohne für Intruder-Drohne Phantom	
	4 Pro	40
4.6.	Gesamt- und Einzelmassen der Abfangdrohne für Intruder-Drohne Air 2S	42
A.1.	Regression für Quadcopter	VI
A.2.	Regression für Hexacopter	VI
A.3.	Regression für Octocopter	VII

Tabellenverzeichnis

2.1.	Übersicht Multicopter-Konfigurationen, Anm. nach [7], Abb. aus [8]	6
3.1.	Übersicht der technischen Daten aktuelle Modelle von DJI [33]	20
3.2.	Detaillierte Parameter der Abfangmission	21
3.3.	Bewertungsmatrix der Abfangsysteme	23
3.4.	Unterfunktionen zur Analyse der Gesamtmissionen	34
4.1.	Verwendete Komponenten für Payload und Kontrolle der Drohne	40
4.2.	Verwendeten Antriebskomponenten der Abfang-Drohne für Intruder-Drohne	
	Phantom 4 Pro V2.0	41
4.3.	Leistungsdaten der Abfang-Drohne für Intruder-Drohne Phantom 4 Pro V2.0.	41
4.4.	Verwendeten Antriebskomponenten der Abfang-Drohne für Intruder-Drohne	
	Air 2S	42
4.5.	Leistungsdaten der Abfang-Drohne für Intruder-Drohne Air 2S	43
A.1.	Datenbasis für die Massenabschätzung des Frame	V

Abkürzungsverzeichnis

BEC	Battery Elimination Circuit		
BLDC	Brushless Direct Current		
CFD	Computational Fluid Dynamics		
CFK	Carbonfaserverstärkter Kunststoff		
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt		
ESC	Electronic Speed Control		
FET	Feldeffekttransistor		
GNSS	Global Navigation Satellite System		
IMU	Inertial Measurement Unit		
LiPo	Lithium-Polymer		
LiIon	Lithium-Ionen		
PID	Proportional-Integral-Derivative		
PWM	Pulsweitenmodulation		
RC	Remote Control		
UAV	Unmanned Air Vehicle		

Symbolverzeichnis

$lpha_0$	Nullauftriebswinkel		
γ_{min}	Minimaler Ladezustand		
λ, ζ, ϵ	Korrekturfaktoren		
ρ	Dichte		
σ	Schubstellung		
θ	Neigungswinkel		
θ_{max}	Maximaler Neigungswinkel		
Α	Streckung		
B_p	Blattzahl		
C_b	Akkukapazität		
C_M	Momentenbeiwert		
C_T	Schubbeiwert		
C_{D1}	Horizontaler Widerstandsbeiwert		
C_{D2}	Vertikaler Widerstandsbeiwert		
C_{fd}	Nullauftriebswiderstand		
C_{min}	Minimale Kapazität		
D_p	Propellerdurchmesser		
е	Oswald-Faktor		
G	Gewichtskraft		
H_p	Propellersteigung		
Ie	ESC-Strom		
I_m	Motorstrom		
I_b	Batteriestrom		

I_{m0}	Leerlaufstrom
I _{other}	Stromverbrauch sonstiger Systeme
K_b	Zulässige Entladerate
K_v	Drehzahlkonstante
М	Drehmoment
N	Drehzahl
n	Anzahl der Arme
n_r	Motorzahl
R	Länge der Framearme
R_b	Innenwiderstand der Batterie
R_e	Innewiderstand des ESC
<i>r_{max}</i>	Maximaler Propellerradius
R_m	Innenwiderstand des Motors
R _m T _{Übers}	Innenwiderstand des Motors _{chuss} Schubüberschuss
R _m T _{Übers} t _{f lug}	Innenwiderstand des Motors _{chuss} Schubüberschuss Flugzeit
R _m T _{Übers} t _{flug} T _{max}	Innenwiderstand des Motors _{chuss} Schubüberschuss Flugzeit Maximaler Propellerschub
R_m $T_{\ddot{U}bers}$ t_{flug} T_{max} U_b	Innenwiderstand des Motors _{chuss} Schubüberschuss Flugzeit Maximaler Propellerschub Akkuspannung
R _m T _{Übers} t _{flug} T _{max} U _b U _e	Innenwiderstand des Motors _{chuss} Schubüberschuss Flugzeit Maximaler Propellerschub Akkuspannung ESC-Spannung
R_m $T_{Übers}$ t_{flug} T_{max} U_b U_e U_m	Innenwiderstand des Motors _{chuss} Schubüberschuss Flugzeit Maximaler Propellerschub Akkuspannung ESC-Spannung Motorspannung
R_m T_{Ubers} t_{flug} T_{max} U_b U_e U_m U_m0	Innenwiderstand des Motors _{chuss} Schubüberschuss Flugzeit Maximaler Propellerschub Akkuspannung ESC-Spannung Motorspannung Leerlaufspannung
R _m T _{Übers} t _{f lug} T _{max} U _b U _e U _m U _{m0} v	Innenwiderstand des Motors _{chuss} Schubüberschuss Flugzeit Maximaler Propellerschub Akkuspannung ESC-Spannung Motorspannung Leerlaufspannung Fluggeschwindigkeit
R _m T _{Übers} t _{flug} T _{max} U _b U _e U _m U _m 0 v v v _{sink}	Innenwiderstand des Motors chuss Schubüberschuss Flugzeit Maximaler Propellerschub Akkuspannung ESC-Spannung Motorspannung Leerlaufspannung Fluggeschwindigkeit Sinkgeschwindigkeit
R _m T _{Übers} t _{f lug} T _{max} U _b U _e U _m U _m 0 v v v _{sink} v _{steig}	Innenwiderstand des Motors chuss Schubüberschuss Flugzeit Maximaler Propellerschub Akkuspannung ESC-Spannung Motorspannung Leerlaufspannung Fluggeschwindigkeit Sinkgeschwindigkeit

 z_{max} Maximale Reichweite

1. Einleitung

Unmanned Air Vehicle (UAV) sind mittlerweile zu einem festen Bestandteil des Alltags geworden. Vor allem im professionellen Bereich gibt es zahlreiche Anwendungsbereiche für den Einsatz eines UAV, wie zum Beispiel in der Filmindustrie, im Agrarbereich, bei Immobilien-Geschäften, in der Meteorologie zur Wetterbeobachtung, für Polizei- und Rettungskräfte oder in der Logistik.

Auch im Hobbybereich nutzen immer mehr Privatpersonen UAV unter anderem für hochauflösende Foto- und Videoaufnahmen oder beim Drohnen-Rennsport. Während in der Vergangenheit ein hohes technisches Verständnis für den Bau eines UAV erforderlich war, gibt es mittlerweile in Fachgeschäften und im Online-Handel fertige Drohnen zum Preis von unter hundert Euro zu kaufen. Durch die kontinuierlich verbesserte Flugregelung in den verbauten Flugcomputern und die benutzerfreundliche Bedienung über Smartphone-Apps können auch Einsteiger in kurzer Zeit die Steuerung einer Drohne erlernen. Hochwertigere Modelle ermöglichen zudem die Definition einer Flugroute, die automatisch per Global Navigation Satellite System (GNSS) abgeflogen werden kann. Mit dem Smartphone kann per WLAN auf den Live-Videofeed der in der Drohne verbauten Kamera zugegriffen werden, sodass auch Flüge in größeren Distanzen möglich sind.



Abb. 1.1.: Prognose des Bestandes an kommerziell und privat genutzten Drohnen in Deutschland in den Jahren 2019 bis 2025 [1]

Mittlerweile sind ca. 385.500 Drohnen im privaten Gebrauch. Auch wenn in diesem Bereich aufgrund von Marktsättigung ein leichter Rückgang des Bestands erwartet wird (siehe Abbildung 1.1), wird auch in den nächsten Jahren der Anteil der Drohnen in privater Nutzung den der kommerziellen Nutzung weit übersteigen.

1.1. Motivation

Gleichzeitig führt die einfache Verfügbarkeit von Drohnen auch zu vielfältigen Gefahren durch nicht bestimmungsgemäßen Einsatz. Piloten, die nicht in dem verantwortungsvollen Gebrauch ihres Fluggeräts geschult sind, dringen fahrlässig in sicherheitskritische Bereiche, wie z.B. Flughäfen ein und gefährden dort den Flugbetrieb. Eine Darstellung der gemeldeten Fälle in Deutschland findet sich in Abbildung 1.2. Auch wenn die Zahl der Meldungen in Deutschland durch die coronabedingte Reduzierung des Flugaufkommens insgesamt rückläufig ist, hatten sie dennoch zum Teil große Auswirkungen. Entweder müssen die Abstände zwischen an- und abfliegenden Flugzeugen vergrößert werden oder die Vergabe von Start- und Landefreigaben wird eingeschränkt. Zu Jahresbeginn 2020 musste beispielsweise der Frankfurter Flughafen bei zwei Zwischenfällen für insgesamt viereinhalb Stunden geschlossen werden [2]. Auch der nicht genehmigte Einsatz über Großveranstaltungen ist gefährlich. Bei einem Absturz können die kinetische Energie oder die hohen Drehzahlen der scharfen Propellerblätter zu schweren Verletzungen führen.



Abb. 1.2.: Gemeldete Behinderungen des Luftverkehrs durch zivile Drohnen in Deutschland von 2015 bis 2020 [3]

Auch ein krimineller oder sogar terroristischer Gebrauch eines UAV ist möglich. Drohnen werden genutzt, um Waffen oder Drogen über Gefängnismauern zu transportieren und dort im inneren Bereich abzuwerfen. Auch Transporte über Landesgrenzen unter Umgehung des Grenzschutzes sind möglich. Selbst bei Entdeckung der Drohne ist eine Verfolgung nur schwer möglich, sodass der Besitzer meist nicht ermittelt werden kann. Eine weitere Gefährdung stellt das Eindringen in gesicherte IT-Systeme dar. Selbst wenn sich diese in einem unzugänglichen Bereich befinden und so vor möglichen Angreifern geschützt scheinen, ermöglicht eine Drohne das Umgehen dieser Sicherheitsvorkehrungen. In der Spionage gibt es ebenfalls zahlreiche Anwendungen. So können aus der Luft Aufnahmen von sicherheitskritischen Bereichen gemacht werden oder über in der Drohne verbaute Richtmikrofone vertrauliche Gespräche aufgenommen werden. Darüber hinaus wurden terroristische Einsätze dokumentiert, wie zum Beispiel der Anschlag während einer Rede des venezolanischen Präsidenten durch eine mit

Sprengstoff bestückte Drohne im Jahre 2018 [4]. Auch im Jemen setzten die Huthi-Rebellen Drohnen für Sprengstoffattentate auf Pumpstationen an einer Ölpipeline ein [5]. Nicht zuletzt ist der Einsatz von modifizierten landwirtschaftlichen Drohnen zur Versprühung giftiger Substanzen über Menschenversammlungen denkbar.

Zur Abwehr derartiger Bedrohungen werden aktuell erhebliche Mittel für die Entwicklung von Maßnahmen zur Drohnenabwehr aufgebracht. Der Markt für Counter-Drone-Produkte ist daher einer der am stärksten wachsenden Bereiche in der Entwicklung von Drohnen. Eine Prognose der Nachfrageentwicklung wird in Abbildung 1.3 dargestellt.



Abb. 1.3.: Prognose der Nachfrageentwicklung auf dem Markt für Counter-Drone-Produkte weltweit von 2019 bis 2024 [6]

Bisherige Lösungen am Markt zielen meist auf die Zerstörung der Intruder-Drohne ab. Vorhandene Systeme basieren meist auf Hochenergie-Lasern [HEL], Mikrowellen oder Projektilen. Zerstörungsfreie Technologien sind die Störung des GNSS und Remote Control (RC)-Systems oder der Abschuss mit einer Netzkanone. Allerdings führen diese Techniken zu einem unkontrollierten Flugzustand und nehmen eine Gefährdung des zu schützenden Gebiets durch abstürzende Drohnen oder deren Trümmerteile in Kauf.

Das Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Abteilung "Unbemannte Luftfahrzeuge", hat es sich deshalb im Rahmen eines Forschungsprojektes zum Ziel gesetzt, ein Abwehrsystem zu entwickeln, das derlei Gefährdungen vermeidet. Nach Erkennung der feindlichen Drohne durch ein zentrales Überwachungssystem wird eine Abfangdrohne in das Zielgebiet gesendet. Über bordinterne Sensorik (Kamera, LIDAR) wird die Intruder-Drohne zunächst detektiert. Danach wird anhand der berechneten Flugbahn die Verfolgung aufgenommen. Nach Erreichen des Intruders wird dieser eingefangen und zu einem vorher definierten, sicheren Ort abtransportiert.

1.2. Ziel der Arbeit

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung einer Auslegungssoftware für ein Multicopter-System, dass unter diesen Randbedingungen agiert. Dazu wird zunächst auf die theoretischen Grundlagen für die Auslegung eingegangen. Wichtige Punkte sind hier die rechtlichen Grundlagen für den ordnungsgemäßen Betrieb eines UAV und eine Analyse der relevanten Parameter der zu verwendenden Drohnenkomponenten. Daran schließt sich die Definition einer relevanten Abfangmission über die vom DLR vorgegebene Flugmissionsparameter und eine Marktanalyse zu potenziellen Intruder-Drohnen an. Der nächste Schritt ist die Analyse möglicher Fangmechanismen und eine Auswahl der sinnvollsten Alternativen. Die Auslegungssoftware selbst teilt sich in folgende Bereiche auf:

- Grundkonfiguration: Die Software soll die Analyse von Quad-, Hexa- und Octocoptern sowie der entsprechenden Konfigurationen bei koaxialen Motoren ermöglichen.
- Antriebssystem: Hier erfolgt eine Berechnung der Leistungsparameter der Einzelkomponenten.
- Massenabschätzung: Aus den gegebenen Gewichten von Einzelkomponenten und Nutzlast wird das Gewicht des Drohnenrahmens und das Gesamtgewicht berechnet.
- Flugleistungen: Anhand der Leistungsdaten der Einzelkomponenten und des Gewichts der Abfangdrohne erfolgt eine Analyse der Leistungsdaten. Wichtige Parameter sind hier Höchstgeschwindigkeit, Flugzeit, Reichweite, maximales Gewicht der Feinddrohne sowie Steig- und Sinkrate.
- Missionsanalyse: Die Software prüft, ob mit den Leistungsdaten die geforderten Missionsparameter erreicht werden und berechnet Flugzeit, Flugstrecke sowie den Energieverbrauch der Abfangdrohne.

Die Software soll über einen iterativen Auswahlprozess diejenigen Drohnenkomponenten auswählen, die die geforderten Missionsparameter bei möglichst geringem Gesamtgewicht erfüllen.

2. Theoretische Grundlagen

2.1. Multicopter-Komponenten

Die Auswahl der Komponenten für den Aufbau eines Multicopters erscheint bei erster Betrachtung einfach, bei genauerem Hinsehen jedoch hochgradig komplex. Durch die Aufteilung in die Subsysteme Struktur, Antrieb und Steuerung können Multicopter modular aufgebaut werden. Bei genauerer Untersuchung der Flugleistungen fällt jedoch auf, dass aus den unzähligen Möglichkeiten bei der Auswahl der Einzelkomponenten nur wenige Kompositionen in Frage kommen. Bei falscher Auswahl können entweder die geforderten Flugleistungen nicht erfüllt werden oder der Multicopter fliegt überhaupt nicht. In diesem Kapitel sollen daher die einzelnen Unterkomponenten genauer untersucht werden und relevante Parameter für die Auslegung des Multicopters definiert werden.

2.1.1. Struktur

Die Struktur eines Multicopters setzt sich aus zwei Komponenten zusammen: Dem Multicopter-Rahmen (Frame) und dem Landegestell. Das Frame hat die Aufgabe, die anderen Komponenten des Multicopters sowie die Nutzlast zu tragen. Weiterhin wird durch die Auswahl des Frames die Grundkonfiguration des Multicopters definiert. Die wichtigsten Parameter bei der Auswahl des Frames sind wie folgt:

2.1.1.1. Grundkonfiguration

Durch die Grundkonfiguration wird vor allem das Verhalten bei Ausfällen im Antriebssystem festgelegt und trägt damit wesentlich zur Betriebssicherheit des Multicopters bei. Eine Auflistung der meistverwendeten Konfigurationen ist in Tabelle 2.1 dargestellt. Die Konfigurationen Y6 und X8 zeichnen sich durch koaxial montierte Motoren aus.

Тур	Diagramm	Anmerkungen
Quad		•Günstig aufgrund geringer Motorzahl •Keine Redundanz
Hexa		•Günstigste Lösung mit Redundanz •Bedingte Redundanz
Y6		 Günstigste Lösung mit Redundanz Schlechtere Effizienz als Hexacopter Bedingte Redundanz
Octo		Teuer durch hohe MotorzahlSehr stabiles FlugverhaltenHohe Redundanz
X8		 Teuer durch hohe Motorzahl Sehr stabiles Flugverhalten Schlechtere Effizienz als Octocopter Hohe Redundanz

Tab. 2.1.: Übersicht Multicopter-Konfigurationen, Anm. nach [7], Abb. aus [8]

2.1.1.2. Armlänge

Durch die Armlänge des Frames wird der Abstand der Motoren zueinander festgelegt und somit auch die maximal mögliche Propellergröße. Diese hat wesentlichen Einfluss auf den maximal erreichbaren Schub und damit auch auf das zulässige Maximalgewicht des Multicopters.

2.1.1.3. Material

Bei der Auswahl des verwendeten Materials für den Frame ist das vorrangige Ziel, die geforderte Stabilität des Multicopters bei minimalem Gewicht zu erreichen. Deswegen hat sich mittlerweile vor allem bei Multicoptern mit hoher Nutzlast oder Hochleistungsrenndrohnen Carbonfaserverstärkter Kunststoff (CFK) durchgesetzt. Alternative Materialien werden eher im Spielzeugbereich oder für selbstgebaute Frames verwendet [8].

2.1.1.4. Landegestell

Prinzipiell ist ein Landegestell nicht unbedingt erforderlich. Multicopter, bei denen es stark auf minimales Strukturgewicht ankommt, wie zum Beispiel Renndrohnen, wird es meist weggelassen. Bei größeren Multicoptern oder bei Verwendung von komplexen oder hochwertigen Nutzlasten ist es jedoch unerlässlich. Die Hauptaufgaben des Landegestells sind wie folgt: Sicherstellen einer horizontalen Fluglage beim Abheben, Absorption des Landestoßes, Schutz der Nutzlast und der Propeller vor Bodenkontakt und Abschwächen des Bodeneffekts der Propeller. Auch hier ist das Erfüllen der genannten Anforderungen bei minimalem Gewicht das Hauptziel.

2.1.2. Antriebssystem

Das Antriebssystem ist das wichtigste Teilsystem bei der Auslegung eines Multicopters. Durch die verwendeten Einzelkomponenten werden die erreichbaren Flugleistungen wie maximale Zuladung, Flugdauer, Geschwindigkeit und Reichweite des Multicopters festgelegt. Gleichzeitig ist auch auf eine Abstimmung der Komponenten untereinander zu achten. Falls zum Beispiel vom Motorregler höhere Ströme (als für die Batterie zugelassen) angefordert werden, kann das zu einer Zerstörung des Akkus und somit zu einem Absturz des Multicopters führen.

2.1.2.1. Propeller

Die Aufgabe des Propellers besteht darin, die Wellenleistung des Motors möglichst effizient in Schubkraft umzusetzen. Daher ist hier die Auswahl eines Propellers mit maximalem Wirkungsgrad im vom Motor vorgegebenem Drehzahl- und Drehmomentbereich das Entwurfsziel. Bei richtiger Auswahl lässt sich der Energieverbrauch des Antriebssystems reduzieren und somit die mögliche Flugzeit verlängern. Im Folgenden werden die wichtigsten Parameter bei der Auswahl eines Propellers vorgestellt.

Durchmesser

Der Durchmesser ist der wichtigste Parameter bei der Steigerung der Effizienz eines Propellers. Bei Betrachtung der Impulserzeugung anhand der Strahltheorie fällt auf, dass es effizienter ist, eine große Luftmasse schwach zu beschleunigen als eine kleine Luftmasse stark zu beschleunigen [9]. Deswegen macht es Sinn, immer den größtmöglichen Propellerdurchmesser zu wählen. Allerdings dürfen hier Randbedingungen, die den maximalen Durchmesser beschränken, nicht außer Acht gelassen werden. Beispiele sind die Armlänge des Frames und das maximale Drehmoment des Motors.

Steigung

Die Steigung ist definiert als die Strecke, die ein Propeller bei einer Umdrehung in einem festen Material zurücklegen würde, vergleichbar mit einer Schraube durch Holz. Nach Betz ist der Energieverlust eines Propellers über seine Fläche am geringsten, wenn er eine konstante radiale Schubverteilung hat [10]. Daher müssen aufgrund der höheren Bahngeschwindigkeiten im Außenbereich geringere Anstellwinkel erreicht werden. Aus diesem Grund haben Propeller über den Radius keine konstante Verwindung. Vom Hersteller wird daher meist ein mittlerer Steigungswert oder die Steigung an einer bestimmten Position angegeben [9].

Blattzahl

Die Auswahl der Blattzahl hat ebenfalls große Auswirkungen auf die erreichbare Effizienz eines Propellers. Prinzipiell sind Propeller mit einer geringeren Blattzahl effizienter, da hier die Anströmung der einzelnen Blätter weniger durch das jeweils vorlaufende Blatt gestört wird [9]. Bei Betrachtung der geometrischen Randbedingungen fällt jedoch auf, dass bei höherer Blattzahl der gleiche Schub mit geringerem Propellerdurchmesser erreicht werden kann. Somit kann durch eine Verkleinerung des Frames Strukturgewicht gespart werden und eventuell die Gesamteffizienz durch eine Reduzierung des benötigten Schubs gesteigert werden. Weiterhin werden Vibrationen durch die Interaktion des Propellers mit dem Arm des Frames abgeschwächt. Durch den geringeren Durchmesser ist die Masse des Propellers näher am Drehpunkt, wodurch sich das Trägheitsmoment reduziert und eine schnellere Änderung der Drehzahl möglich ist, was von Vorteil für die Regelung ist [8].

Maximale Drehzahl

Da Propeller in gewissem Maße flexibel sind, wird die maximale Drehzahl eines Propellers nicht nur durch die Bruchgrenze des verwendeten Materials begrenzt. Bereits vorher wird die Effizienz des Propellers durch Verformungen reduziert. Daher wird vom Hersteller eine maximale Drehzahl angegeben, die meist in Abhängigkeit zum Propellerdurchmesser gesetzt wird.

Material

Heutzutage werden die meisten Propeller aus CFK, Plastik oder Holz hergestellt. Im professionellen Einsatz werden meist CFK-Propeller verwendet, da sie aufgrund ihrer hohen Steifigkeit bei gleichem Gewicht weniger Vibrationen erzeugen und besser für höhere Drehzahlen geeignet sind. Gleichzeitig sorgt die Steifigkeit dafür, dass bei einem Absturz der Motor stark belastet wird und eine erhöhte Gefahr von Schnittverletzungen durch Propellerblätter besteht.

2.1.2.2. Motor

Der Motor hat die Aufgabe, die elektrische Energie der Batterie in mechanische Energie zum Betrieb des Propellers umzusetzen. Heutzutage werden für den Betrieb von Multicoptern größtenteils BLDC-Motoren eingesetzt. Gegenüber bürstenbehafteten Motoren besitzen diese den Vorteil, dass durch die Übernahme der Kommutation durch Leistungselektronik die Bürsten weggelassen werden können und sich daraus ein einfacherer mechanischer Aufbau mit geringeren Reibungsverlusten und weniger Wartungsbedarf ergibt. Dem gegenüber steht eine komplexere Elektronik zur Leistungsregelung. Eine Darstellung des prinzipiellen Aufbaus eines BLDC-Motors findet sich in Abbildung 2.1.

Wie zu sehen ist, setzt sich ein BLDC-Motor aus einem permanenterregten Rotor und feststehenden Spulen als Stator zusammen. Die Spulen werden so angeregt, dass ein drehendes Magnetfeld entsteht, dem die Magneten des Rotors folgen. Der Rotor kann als Innen- oder als Außenläufer konfiguriert werden. Die wichtigsten Parameter für die Auswahl eines Motors werden in den folgenden Abschnitten beschrieben.

Motorkonfiguration

Die Motorkonfiguration bezeichnet den Aufbau des Motors in Bezug auf die Anzahl an Permanentmagneten und den Nuten zwischen den Ankern des Stators. In dem in Abbildung 2.1 gezeigten einfachsten Fall hat der Innenläufer zwei Pole und drei Nuten. Bei Erhöhung der Polzahl muss sich das vom Stator erzeugte elektrische Feld öfter drehen als der Rotor selbst. Dies führt zu einer elektrischen Untersetzung, die wiederum zu einer geringeren Drehzahl bei höherem Drehmoment führen. Da Außenläufer aufgrund ihres größeren Rotorinnendurchmessers mehr Polpaare unterbringen können und zur Steigerung der Effizienz tendenziell größere



Abb. 2.1.: Prinzipskizze des Aufbaus eines BLDC-Motors [11]

Propeller verwendet werden, bieten sich für den Einsatz bei Multicoptern eher Außenläufer an.

Größe

Die Größe eines BLDC-Motors wird meist anhand der Statorgröße in einer vierstelligen Nummer angegeben. So hat ein Motor mit der Größe 2212 einen Statordurchmesser von 22mm und eine Statorhöhe von 12mm. Generell lässt sich festhalten, dass ein Motor mit größerer Statorhöhe im hohen Drehzahlbereich einen geringeren Effizienzabfall besitzt und sich damit für Anwendungen bei hohen Geschwindigkeiten eignet. Ein größerer Statordurchmesser führt zu mehr Drehmoment, wodurch ein größerer Propeller verwendet werden kann und somit im niedrigen Drehzahlbereich eine höhere Effizienz erreicht wird.

Drehzahlkonstante

Die erreichbare Drehzahl eines BLDC-Motors wird über die Drehzahlkonstante K_v angegeben. Dieser gibt die bei einer bestimmten Drehzahl induzierte Spannung auf die Motorspulen an. In populärwissenschaftlichen Quellen wird häufig angegeben, dass der K_v -Wert die sich einstellende Drehzahl bei einem Volt Spannung bezeichnet. Dies stellt allerdings nur eine Näherung dar [12]. Darüber hinaus lässt sich über die Inverse des K_v -Werts die Drehmomentenkonstante K_t berechnen. Diese gibt das erzeugte Drehmoment bei einem Ampere Motorstrom an. Der K_v -Wert wird über die Anzahl der Statorwindungen bestimmt. Generell lässt sich sagen, dass ein Motor mit einer höheren Anzahl an Windungen einen niedrigeren K_v -Wert besitzt. Die verbauten Magneten haben ebenfalls einen Einfluss. Durch den Einsatz stärkerer Magneten erhöht sich der K_v -Wert.

Leerlaufstrom

Der Leerlaufstrom gibt den sich einstellenden Motorstrom bei einer bestimmten Leerlaufspan-

nung (meist 10V) an und stellt eine wichtige Größe für die Modellierung der Motorleistung dar, da sie eine Kennzahl für die internen Verluste des Motors ist [8].

Innenwiderstand

Der Innenwiderstand des Motors gibt den Widerstand durch die Motorspulen an. Auch wenn dieser meist sehr gering ist, entsteht durch die hohen Motorströme im Lastfall erhebliche Verlustwärme, die den Motor überhitzen kann und so zu Effizienzverlusten oder sogar Motorschäden führen kann [8].

Betriebsspannung

Die empfohlene Betriebsspannung gibt einen Richtwert des Herstellers für die zu verwendende Motorspannung an. Aufgrund der Verbreitung von Lithium-Ionen- oder Lithium-Polymer-Akkus wird häufig lediglich eine empfohlene Zellenzahl angeben, die mithilfe der Zellspannung eines Lithium-Ionen-Akkus (3,7-4,2V) umgerechnet werden kann.

Zulässiger Maximalstrom

Diese Größe gibt die vom Hersteller getestete maximale Strombelastung des Motors an. Teilweise wird diese sowohl für kontinuierliche Stromstärken als auch für Kurzzeitbelastungen angegeben. Dieser Wert kann bei falscher Auslegung des Antriebssystems leicht überschritten werden. Wenn zum Beispiel ein Motor einen für die gewählte Betriebsspannung zu großen Propeller antreiben soll, wird er versuchen, die von der Drehzahlkonstante geforderte Drehzahl zu erreichen und dabei den von der Drehmomentkonstante geforderten Motorstrom über den maximal zulässigen Strom steigern.

2.1.2.3. Motorregler

Der Motorregler, englisch ESC, hat die Aufgabe, die Drehzahl des Motors anhand des Steuersignals des Flugcomputers zu regeln. Während bei bürstenbehafteten Motoren die Regelung der Drehzahl über eine Veränderung der anliegenden Gleichspannung erfolgen kann, ist die Regelung eines BLDC-Motors wesentlich komplexer, da die Kommutierung durch den Motorregler erfolgen muss [8]. Hierzu werden die Statorwicklungen vom Regler durch Halbleiterschalter nacheinander unter Strom gesetzt. Eine schematische Darstellung einer solchen Reglerschaltung findet sich in Abbildung 2.2. V1-V6 bilden jeweils paarweise die Kommutierungsblöcke. U, V und W sind die drei Motorphasen.

Die Halbleiterschalter, meist Feldeffekttransistor (FET) [14], werden von der Regelelektronik so geschaltet, dass sich als Phasenspannungen drei um 120° phasenverschobene Rechteckspannungen ergeben. Dazu muss die Kommutierung aus sechs Kommutierungsblöcken pro Drehfeldumlauf bestehen. Da die Phasenspannung die Drehzahl des Motors bestimmt, wird der Mittelwert der Spannung über Pulsweitenmodulation eingestellt. Eine Darstellung der resultierenden Phasenspannungen während eines Zyklus wird in Abbildung 2.3 gezeigt. Da immer eine Phase weder auf Versorgungsspannung noch auf Masse geschaltet ist, ergibt sich durch die durch die Magneten induzierte Wicklungsspannung ein trapezförmiger Spannungsverlauf.



Abb. 2.2.: Prinzipskizze des Aufbaus eines ESC [13]

Hier fällt auf, dass der Regler für den richtigen Kommutierungszeitpunkt die Lage des Rotors kennen muss. Eine Möglichkeit ist die Erfassung der Rotorposition durch Sensorik, wie zum Beispiel Hall-Sensoren. Vorteil ist hier, dass auch bei sehr niedrigen Drehzahlen eine korrekte Kommutierung erfolgt und somit auch in diesem Drehzahlbereich hohe Drehmomente erreicht werden können. Da bei Multicoptern eine hohe Leistung im Standfall nicht erforderlich ist, kommen meist sensorlose Systeme zum Einsatz. Hier erfolgt die Erfassung der Rotorposition über die Messung der durch die Rotormagneten induzierte Spannung auf der nicht geschalteten Phase. Zum Starten des Motors wird der Motor mit einem starren Drehfeld beschleunigt, bis er die nötige Mindestdrehzahl erreicht hat, um über die induzierte Spannung die Kommutation zu regeln [14]. Die relevanten Eigenschaften bei der Auswahl eines ESC werden in den folgenden Abschnitten beschrieben.

Zulässiger Maximalstrom

Der wichtigste Parameter ist der zulässige Maximalstrom, den der ESC liefern kann. Meist wird vom Hersteller sowohl ein Wert für mögliche kontinuierliche als auch für kurzzeitige Belastungen angegeben. Falls diese Werte im Betrieb überschritten werden, können Probleme bei der Motorsteuerung oder Schäden an der Leistungselektronik des ESC entstehen [8].

Betriebsspannung

Ebenso muss die zulässige Betriebsspannung, mit der die Leistungselektronik des ESC betrieben werden darf, bei der Auswahl eines ESC beachtet werden. Falls diese unterschritten wird, kann es zu Problemen bei der Schaltung der FET kommen. Wenn sie überschritten wird, werden die FET oder andere Reglerbauteile überlastet und können beschädigt werden. Analog zum Motor wird die zulässige Betriebsspannung häufig über eine empfohlene Zellenzahl angegeben.



Abb. 2.3.: Phasenspannung über einen Schaltzyklus [14]

Innenwiderstand

Auch wenn die heutigen ESC sehr geringe Innenwiderstände haben, können sie aufgrund der hohen Motorströme nicht vernachlässigt werden, da sie zu Leistungsverlusten und somit zu einer Erwärmung des ESC führen. Bei unzureichender Kühlung durch Fahrtwind oder zusätzliche Kühlkörper kann diese zu einer Überhitzung des ESC und somit zu Schäden führen [8].

Firmware

Die Firmware muss auf den im ESC verbauten Mikrocontroller angepasst sein. Während früher aus Kostengründen hauptsächlich 8-bit Mikrocontroller eingesetzt wurden, werden mittlerweile insbesondere bei höherwertigeren ESC 32-bit Mikrocontroller verwendet. Diese ermöglichen den Einsatz zusätzlicher Funktionen wie zum Beispiel Telemetriedaten an den Flugcomputer zu senden oder die Verwendung von ESC-Protokollen mit geringerer Latenz. Vor dem Aufkommen von Multicoptern waren ESC meist auf die Verwendung in Modellflugzeugen oder -autos angepasst. Da die meisten Servos über ein Pulsweitenmodulation (PWM)-Signal mit einer Aktualisierungsrate von 50 Hz bei einer Pulsweite zwischen 1000 und 2000 Mikrose-kunden gesteuert werden, wurde das gleiche Protokoll auch für ESC genutzt [8]. Da es bei der Flugregelung von Multicoptern auf eine schnelle und präzise Änderung der Drehzahl der einzelnen Motoren ankommt, wurden Protokolle mit höheren Aktualiserungsraten wie Oneshot oder Multishot entwickelt. Die nächste Entwicklungsstufe ist der Einsatz von digitalen Protokollen wie Dshot. Diese bieten eine feinere Auflösung des geforderten Schubs und eine sicherere Übertragung des Signals durch Redundanzprüfung. Weiterhin kann auf eine Kalibrierung des ESC auf das Steuersignal verzichtet werden [15].

Darüber hinaus können meist weitere Betriebsparameter des ESC softwareseitig verändert werden: Da aufgrund der Induktivität der Statorspule das Magnetfeld immer eine gewisse Zeit benötigt, um sich aufzubauen, muss der Regler die Motorphase früher aktivieren. Dieser als Timing bezeichnete Punkt ist drehzahlabhängig und wird daher in Grad angegeben. Das Timing muss in Abhängigkeit des verwendeten Motors angepasst werden. Eine Erhöhung des Timings führt generell zu einer Drehzahlsteigerung, eine Senkung resultiert in einem erhöhten Drehmoment und einer Steigerung des Wirkungsgrads [16]. Weitere Parameter sind unter anderem das Verhalten des ESC bei Unterschreiten einer definierten Zellenspannung, die Konfiguration der Motorbremse oder die Drehrichtung des Motors.

Battery Elimination Circuit

Für den Gebrauch in UAV wurde in der Vergangenheit ein zusätzlicher Akku zur Stromversorgung des Empfängers und der Servos benötigt [8]. Manche ESC haben daher einen sogenannten Battery Elimination Circuit (BEC), der die Spannung des Motorakkus auf eine für diese Komponenten verträgliche Spannung (meist 5V) reduziert. Da die meisten Flugcomputer für den Einsatz in Multicoptern bereits einen derartigen Schaltkreis integriert haben, wird kein zusätzlicher BEC im ESC benötigt.

2.1.2.4. Akku

Die Energieversorgung von Multicoptern erfolgt aktuell größtenteils über Lithium-Ionen (LiIon)- oder Lithium-Polymer (LiPo)-Akkus. Durch die hohe Nachfrage nach Lithium-basierten Batterien durch den Consumer-Markt für den Einsatz in beispielsweise Laptops oder Mobiltelefonen konnte durch den Einsatz neuer Technologien die Energiedichte stark gesteigert werden bei gleichzeitig sinkenden Herstellungskosten [17]. Auch andere Technologien zur Energieversorgung wurden bereits erprobt, wie zum Beispiel der Einsatz von Brennstoffzellen [18]. oder Benzin-basierten Hybridsystemen [19]. Da für die meisten industriellen Anwendungen die zusätzliche Flugzeit durch diese Technologien auch durch Austauschen des Akkus erreicht werden kann, hat sich die Energieversorgung über Lithium-basierte Akkus als Industriestandard durchgesetzt [8]. Im Folgenden sollen kurz die wichtigsten Eigenschaften bei der Auswahl eines LiPo-Akkus erläutert werden.

Zellenkonfiguration

Die im LiPo-Akku verbauten Zellen können sowohl in Reihe als auch parallel verschaltet werden. Eine Reihenschaltung führt zu einer Addition der Spannung bei gleicher Kapazität, eine Parallelschaltung zu einer Addition der Kapazität bei gleicher Spannung. Die Zellenkonfiguration wird meist über die Buchstaben "S" für Serie und "P" für parallel abgekürzt. Zwei Beispielschaltungen werden in Abbildung 2.4 gezeigt. Schaltung a) zeigt drei 100mAh Zellen in Reihenschaltung, somit ergibt sich ein Akku mit einer Nennspannung von 11,1V und einer Kapzität von 100mAh. Schaltung b) zeigt zwei Zellen in Reihenschaltung, die mit zwei weiteren Zellen parallel geschaltet sind. Somit ergibt sich eine Nennspannung von 7,4V bei einer Kapzität von 200mAh.

Kapazität

Die Nennkapazität gibt die mögliche Energiemenge an, die ein Akku liefern kann. Da die



Abb. 2.4.: Beispielschaltungen zweier Zellenkonfigurationen [8]

Spannung des Akkus bekannt ist, wird sie meist in mAh angegeben. Die Kapazität wird über die Entladekurve zwischen der maximalen Zellspannung (4,2V) und einer definierten minimalen Zellspannung gemessen. Da die Lebensdauer eines Akkus beim Unterschreiten einer Zellspannung von 3,3V durch Schädigungen der Zellchemie stark abnimmt, wird meist dieser Wert gewählt [20].

Entladerate

Die zugelassene Entladerate C beschreibt die maximale Stromstärke an, mit der der Akku belastet werden kann, bevor Schäden auftreten. Die Entladerate wird nach Gleichung 2.1 bestimmt.

$$Entladerate C = \frac{Entladestrom(A)}{Kapazität(Ah)}$$
(2.1)

Ein Akku mit einer Kapazität von 2000mAh und einer zugelassenen Entladerate von 40C kann demnach ein maximaler Strom von 80A entnommen werden. Meist wird sowohl ein Wert für eine Dauerbelastung als auch für eine kurzzeitige Belastung angegeben. Aufgrund der hohen auftretenden Motorströme eines Multicopters werden meist Akkus mit hohen C-Ratings von bis zu 100C verwendet. Das Überschreiten der zugelassenen Entladerate führt zu starker Erwärmung des Akkus und durch Zerfallsprozesse des Elektrolyts zu einem Aufblähen des Akkus [20].

Innenwiderstand

Der Innenwiderstand eines Akkus hängt vom räumlichen Abstand und dem Oberflächenaufbau der Elektroden ab. Je höher dieser ist, desto mehr interne Verluste treten bei der Leistungsentnahme auf. Hierdurch erhitzt sich der Akku zusätzlich. Der Innenwiderstand einer Batterie ist kein konstanter Wert, sondern steigt in Abhängigkeit des Alters und des Nutzungsverhaltens mit der Zeit an [20].

2.1.3. Steuerung und Flugregelung

Die Steuerung und Flugregelung einer Drohne wird im wesentlichen von drei Komponenten ausgeführt. Der RC-Receiver hat die Aufgabe, die Steuersignale der Fernsteuerung zu empfangen und an den Autopiloten weiterzugeben. Der Autopilot übernimmt die Flugregelung und überträgt die Steuersignale in PWM-Signale für die ESC der Motoren. Die Telemetrieeinheit überträgt Daten zwischen UAV und der Bodenstation, sodass der Bedienende den Status der Systeme überwachen und Änderungen an den Parametern der Flugsteuerung vornehmen kann.

2.1.3.1. RC-Receiver

Der RC-Receiver hat die Aufgabe, die vom Transmitter gesendeteten Steuersignale an den Autopiloten zu übertragen. Dies ist für die Abfang-Drohne nur bei Eingreifen des Sicherheitspiloten notwendig, falls beispielsweise eine Fehlfunktion der Steuersoftware vorliegt. Im autonomen Betrieb sind keine Eingaben erforderlich. Die wichtigsten Parameter eines RC-Receivers werden in den folgenden Abschnitten beschrieben.

Frequenz

Die Fernsteuerung und der RC-Receiver kommunizieren über Radiowellen bei einer bestimmten Frequenz. Während früher meist 72MHz-Systeme zum Einsatz kamen, haben sich mittlerweile 2,4GHz-Systeme durchgesetzt. Diese bieten laut [8] folgenden Vorteile:

- Geringere Wahrscheinlichkeit von Interferenzen beim gleichzeitigen Einsatz von mehreren Fernsteuerungen durch Frequenzspreizung
- Niedriger Stromverbrauch, da kein Schwingquarz zur Erzeugung des Signals erforderlich ist
- Kleinere Antennen und somit geringeres Gewicht durch Reduzierung der Wellenlänge des Steuersignals
- Geringe Latenz und hohe Präzision der Steuersignale

Trotz der zahlreichen Vorteile haben 2,4GHz-Systeme den Nachteil, dass sie eine geringere Reichweite und Durchdringungsfähigkeit von Hindernissen haben. Daher sollten Flüge nur in Sichtlinie durchgeführt werden. Um diesen Nachteil zu kompensieren, gibt es mittlerweile auch Systeme im Frequenzbereich von 900MHz, mit denen laut Hersteller Reichweiten von über 10km möglich sind [21]. Für ein 2,4GHz-System des gleichen Herstellers wird eine Reichweite von lediglich 2km angegeben [22].

Kanalzahl

Die Kanalzahl beschreibt die Menge an gleichzeitig übertragbaren Steuersignalen. Auch wenn für den Betrieb einer Drohne prinzipiell nur vier Kanäle (Rollen, Nicken, Gieren, Schubstellung) notwendig sind, werden meist Systeme mit einer höheren Kanalzahl genutzt, über die Zusatzfunktionen gesteuert werden können. Beispiele hierfür sind die Wahl des Betriebsmodus (autonom oder benutzergesteuert) oder eine Notabschaltung des Antriebssystems.

2.1.3.2. Autopilot

Der Autopilot übernimmt die Flugregelung und sorgt für die Regelung von Position und Trajektorie der Drohne. Zu diesem Zweck werden meist Proportional-Integral-Derivative (PID)-Regler eingesetzt, deren Parameter in Abhängigkeit der Konfiguration der Drohne eingestellt werden müssen [8]. Die Zustandsgrößen der Drohne werden über Sensoren ermittelt, die im Folgenden beschrieben werden:

- Inertial Measurement Unit (IMU): Die IMU besteht aus einem oder mehreren Beschleunigungssensoren, Gyroskopen und Magnetometern. Durch diese können Richtungs- bzw. Winkelbeschleunigungen ermittelt werden. Das Magnetometer fungiert als Kompass und bestimmt die Lage der Drohne bezogen auf das Magnetfeld der Erde.
- Barometer: Über das Barometer kann die Flughöhe der Drohne ermittelt werden. Hierbei ist darauf zu achten, dass eine Kalibration auf die Starthöhe der Drohne erfolgt.
- GNSS: Durch das GNSS kann die Position und Höhe der Drohne ermittelt werden.

Die Sensordaten werden meist zusätzlich durch einen Kalman-Filter korrigiert und auf korrekte Funktion überprüft. Falls ein einzelner Sensor zu stark von den Messdaten der anderen Sensoren abweicht, wird dem Benutzer eine Fehlermeldung angezeigt und der Autopilot versucht, die entsprechenden Zustandsgrößen über die anderen Sensoren zu ermitteln [23].

2.1.3.3. Telemetrie

Das Telemetriesystem sorgt für die bidirektionale Übertragung von Daten zwischen der Drohne und der Bodenstation. Es können beispielsweise Statusinformationen der Drohne übertragen oder Parameter, die das Verhalten der Drohne beeinflussen, im Flug vom Benutzer verändert werden. Wesentliche Merkmale bei der Auswahl des Telemetriesystems sind die verwendete Frequenz und die Sendeleistung. Analog zum RC-System gilt, dass bei höherer Frequenz die Datenrate steigt und die Reichweite abnimmt. Eine Abnahme der Reichweite kann zwar durch eine Erhöhung der Sendeleistung kompensiert werden, allerdings ist hier darauf zu achten, dass eine Nutzung innerhalb der geltenden rechtlichen Rahmenbedingungen erfolgt. Es existiert eine Vielzahl von nutzbaren Telemetriesystemen, die je nach Anwendungszweck ausgewählt werden müssen. Eine Übersicht findet sich unter [24].

2.2. Detektion der Intruder-Drohne

Zur Detektion und Trajektorienanalyse der Intruder-Drohne wird ein vom DLR bereits entwickeltes System genutzt, welches im Folgenden kurz beschrieben wird. Die Detektion der Intruder-Drohne findet über bildverarbeitende Methoden in Kombination mit einem künstlichen neuronalen Netz statt. Das neuronale Netz übernimmt hierbei die Lokalisation und Identifikation der Intruder-Drohne in den von der Kamera gelieferten Daten. Mithilfe eines nachgeschalteten Trackingfilters kann so der identifizierte Intruder detektiert und verfolgt werden. Das neuronale Netz wird über künstlich generierte Trainingsdaten trainiert, da es momentan keine Datenbanken mit annotierten Bildern von fliegenden Drohnen gibt. Hierzu werden Bilder von potentiellen Intruder-Drohnen über Landschaftsaufnahmen gelegt. Eine detaillierte Beschreibung des Systems findet sich in [25]. Eine Übersicht der benötigten Hardware findet sich in Abbildung 2.5.



Abb. 2.5.: Hardware Framework des Detektionssystems [26]

Als Kamera kann entweder eine reguläre Kamera in Kombination mit einem Compute Stick, der die Bilderkennung übernimmt oder die FLIR Firefly DL genutzt werden. Diese ermöglicht eine Bilderkennung bereits intern. Die ermittelten Positionsdaten der Intruder-Drohne werden an einen Raspberry Pi 3B+ übermittelt, der als Companion Computer die berechnete Trajektorie an den Autopiloten übermittelt und Gegenmaßnahmen auslöst. Über den in Abschnitt 2.1.3.1 beschriebenen RC-Receiver kann der Sicherheitspilot jederzeit die Steuerung der Abfang-Drohne übernehmen. Diese Komponenten bilden die Payload der Abfang-Drohne und müssen dementsprechend bei der Massenabschätzung berücksichtigt werden.

3. Methodik

In den folgenden Kapiteln werden die einzelnen Schritte bei der Entwicklung der Auslegungssoftware für ein Multicopter-System zum Abfangen einer Intruder-Drohne beschrieben. Zunächst müssen die Randbedingungen für das System identifiziert werden. Hierzu wird eine Marktanalyse zu potentiellen Intruder-Drohnen durchgeführt sowie die dazugehörigen technischen Daten analysiert. Darauf folgt die Definition von exemplarischen Abfangszenarien, anhand derer Kenngrößen wie Flugdauer, Reichweite und Geschwindigkeit festgelegt werden. Im Anschluss werden mögliche Abfang- und Abschleppmechanismen und deren Zweckmäßigkeit untersucht. Im letzten Unterkapitel wird die Entwicklung der Auslegungssoftware und ihrer Unterkomponenten beschrieben.

3.1. Marktanalyse zu potentiellen Intruder-Drohnen

Zur Definition von potentiellen Intruder-Drohnen muss zunächst der gesamte Markt auf relevante Marktsegmente reduziert werden. Für Drohnen kann diese Unterteilung sowohl nach Anwendungsgebiet als auch nach Kaufpreis stattfinden. Nach [27] gibt es fünf Hauptgruppen, nach denen unterteilt werden kann:

- Gruppe 1 Toys: Drohnen aus diesem Bereich haben als Zielkunden vor allem Kinder und Jugendliche, die ihre ersten Erfahrungen im Drohnenflug sammeln möchten. Modelle aus dieser Kategorie sind im Preisbereich von ca. 100 Euro. Auch wenn viele Modelle bereits mit Kameras ausgestattet sind, haben sie meist nicht die Möglichkeit, autonom definierte Flugrouten abzufliegen.
- Gruppe 2 Hobby: Diese Produkte richten sich an junge Erwachsene, welche die Drohnen vor allem für Videoaufnahmen nutzen. Aufgrund des höheren Preises von ca. 500 bis 1500 Euro haben sie bereits einen wesentlich größeren Funktionsumfang. Zusätzlich zum vollständig autonomen Flug können beispielweise Objekte oder Personen automatisch verfolgt werden oder Hindernisse über verbaute Sensoren automatisch erkannt und umflogen werden [28].
- Gruppe 3 Professional: Diese Drohnen werden hauptsächlich von ausgebildeteten Piloten für professionelle Foto- und Videoaufnahmen genutzt. Sie unterscheiden sich vor allem durch verbesserte Kamerasysteme oder die Möglichkeit, eine professionelle Kamera extern zu montieren. Hierdurch ergeben sich zum einen wesentlich höhere Abfluggewichte und zum anderen ein höherer Preis im Bereich von 10.000 Euro.
- Gruppe 4 Commercial: Hersteller in diesem Bereich entwickeln ihre Drohnen spezifisch für industrielle Anwendungsfälle. Daher werden die Drohnen meist als Bestandteil einer Komplettlösung für einen bestimmten Anwendungszweck verkauft oder geleast. Ein Großteil des Preises ergibt sich aus der Entwicklung der einsatzspezifischen Software.

• Gruppe 5 - Military: Drohnen aus diesem Bereich richten sich vor allem an Regierungen und Verteidigungsorganisationen. Sie werden für militärische Zwecke wie Aufklärungsmissionen oder zur Luftnahunterstütung eingesetzt.

Die Drohnen der Gruppen 3-5 werden aufgrund der hohen Kosten in der Regel von ausgebildeten Piloten gesteuert, welche die gesetzlichen Bestimmung für den Betrieb kennen. Daher liegt der Fokus dieser Arbeit auf den ersten beiden Gruppen.

Da die Drohnenhersteller keine genauen Absatzzahlen für ihre Produkte veröffentlichen, muss bei der Analyse der am häufigsten eingesetzen Drohnen auf die Anzahl an Registrierungen bei den Luftfahrtbehörden zurückgegriffen werden. Da in Deutschland erst seit 31.12.2020 eine Registrierungspflicht für den Betrieb von UAV über 250 g Startmasse besteht [29], existieren für den deutschen Markt noch keine solchen Zahlen. In den USA jedoch gibt es bereits seit 21.12.2015 eine Registrierungspflicht [30]. Die daraus resultierenden Zahlen werden in Abbildung 3.1 gezeigt.

Rank	Manufacturer	Main Drone Types	HQ Location	in the Drone Market Since	US Market Share
1	دلي	Mavic, Phantom	Shenzhen, China	2006	76.8%
2	(intel)	Shooting Star, Falcon 8	Santa Clara, USA	2015	3.7%
3	YUNEEC	H520, Thyphoon H	Hong Kong, China	2010	3.1%
4	Parrot	Anafi, Bepop 2	Paris, France	2009	2.2%
5	GoPro	Karma	San Mateo, USA	2016	1.8%
6	SDS	Solo	Berkeley, USA	2009	1.5%
7	D HOLY STONE	HS100, HS700	Taipei, Taiwan	2014	0.8%
8		X-Star Premium, EVO	Bothell, USA	2014	0.8%
9	senseFly Parrot Group	eBee	Lausanne, Switzerland	2009	0.3%
10	kespry	Kespry Drone 2	Menlo Park, USA	2013	0.3%

Abb. 3.1.: Marktanteile der wichtigsten Hersteller in den USA im Jahr 2019 [31]

Es ist zu sehen, dass der Markt momentan stark vom Hersteller DJI dominiert wird. Das Ranking nach Zugriffszahlen auf deutschen Verkaufsportalen zeigt, dass auch der deutsche Markt stark von Produkten dieses Herstellers geprägt wird [32]. Im folgenden werden daher die aktuell erhältlichen Modelle von DJI analysiert. Tabelle 3.1 zeigt die relevanten technischen Daten dieser Modelle.

Name	Abflugmasse	Flugzeit	Max. Geschwindigkeit	Funkreichweite
Mini 2	242 g	31 min	16 m/s	6 km
Mavic Mini	249 g	30 min	13,9 m/s	2 km
Spark	300 g	16 min	19 m/s	0,5 km
Mavic Air	430 g	21 min	19 m/s	2 km
Mavic Air 2	570 g	34 min	19 m/s	6 km
Air 2S	585 g	31 min	19 m/s	8 km
Mavic Pro Platinum	734 g	30 min	18 m/s	4 km
Mavic Pro	734 g	30 min	18 m/s	4 km
Mavic 2 Zoom	905 g	31 min	20 m/s	6 km
Mavic 2 Pro	907 g	31 min	20 m/s	6 km
Phantom 4 Advanced	1368 g	30 min	20 m/s	3,5 km
Phantom 4 Pro V2.0	1375 g	30 min	20 m/s	6 km
Phantom 4 Pro	1388 g	30 min	20 m/s	3,5 km

Tab. 3.1.: Übersicht der technischen Daten aktuelle Modelle von DJI [33]

Es ist zu sehen, dass sämtliche Modelle über ausreichende Flugzeit und Funkreichweite verfügen, um in für den Drohnenflug nicht gestattete Bereiche einzudringen. Für die Analyse der Fähigkeiten der Auslegungssoftware werden die drei aktuellsten, aus unterschiedlichen Gewichtsklassen stammenden Modelle von DJI ausgewählt: Die Mini 2 mit 242 g, die Air 2S mit 585 g und die Phantom 4 Pro V2.0 mit 1375 g.

3.2. Definiton des Abfangszenarios

Das für die Analyse der Software zu verwendende Abfangszenario wurde vom Projekt "Drohnenabwehr" des DLR vorgegeben. Eine Darstellung des Missionsablaufs findet sich in Abbildung 3.2.



Abb. 3.2.: Ablauf der Abfangmission

Die Abfangmission bildet das illegale Eindringen eines Multicopters in den gesicherten Luftraum eines Flughafens ab. Nach Detektion der Intruder-Drohne durch die Bodenstation steigt die Abfang-Drohne auf und begibt sich in das durch die Bodenstation übermittelte Zielgebiet. Nach Erreichen des Zielgebiets wird die Intruder-Drohne über das verbaute Tracking-System aus Kapitel 2.2 erfasst und verfolgt. Sobald die Intruder-Drohne eingeholt wurde, beginnt der Abfangvorgang. Nachdem die Drohne gefangen wurde, wird diese zu einem sicheren Ort geschleppt und dort abgeworfen. Danach kehrt die Abfang-Drohne zum Startpunkt zurück. Eine genaue Aufstellung der Missionsparameter findet sich in Tabelle 3.2. Trotz der fest vorgegebenen Mission für die Auswertung der Auslegungssoftware muss diese in der Lage sein, auch beliebige andere Missionen zu analysieren.

Nr. in Abb. 3.2	Bezeichnung	Beschreibung
1	Take-Off	50 m Steigflug in 10 s
2	Cruise to Target	500 m Flugstrecke bei 1,1fachem der maximalen Ge-
		schwindigkeit der Intruder-Drohne
3	Capture	15 s Flugzeit bei maximaler Geschwindigkeit der Intruder-
		Drohne
4	Cruise to Dropoff	500 m Flugstrecke bei minimalem Energieverbrauch der
		Abfang-Drohne
5	Drop-Off	50m Sinkflug in 10 s
6	Climb	50m Steigflug in 10 s
7	Cruise to Landing	50 m Flugstrecke bei minimalem Energieverbrauch der
		Abfang-Drohne
8	Landing	50m Sinkflug in 10 s

Tab. 3.2.: Detaillierte Parameter der Abfangmission

3.3. Analyse des Abfangmethoden

Bei der Analyse möglicher drohnenbasierter Abfangmethoden mit der Fähigkeit, die gefangene Drohne abzutransportieren, kann auf eine Anzahl von bereits getesteten Prototypen zurückgegriffen werden. Das DroneCatcher-System von Delft Dynamics verwendet einen mit einer pneumatisch gesteuerten Netzkanone ausgerüsteten Multicopter. Die Kanone ist zusammen mit einer Kamera auf einem motorisierten, kardanisch aufgehängtem Gimbal montiert. Der Tracking-Algorithmus der Kamera versorgt die Flugregelung und das Gimbal mit den Positionsdaten der Intruder-Drohne und ermöglicht somit den Anflug sowie die Zielerfassung für den Abschuss. Die Intuder-Drohne kann durch den DroneCatcher sowohl abtransportiert und an einem vorher definierten Ort abgeworfen werden als auch an einem Fallschirm zu Boden gebracht werden, falls das Gewicht der Intruder-Drohne zu groß ist [34].

Ein System mit ähnlicher Funktionsweise ist der DroneHunter von Fortem Technologies. Der wesentliche Unterschied bei diesem System ist, dass die gefangene Drohne nicht mit einem Fallschirm abgeworfen werden kann, sondern immer abtransportiert werden muss [35]. Das System beim Abfangmanöver wird in Abbildung 3.3 gezeigt.

Weiterhin gibt es ein System des Human-Interactive Robotics Lab der Michigan University [36] und das Excipio von Theiss UAV Solutions, die ebenfalls auf dem gleichen Funktionsprinzip basieren [37].



Abb. 3.3.: DroneHunter von Fortem Technologies beim Abfangmanöver [35]

Eine weitere Möglichkeit ist die Verwendung eines Schleppnetzes. Hierbei wird ein Netz von der Abfang-Drohne durch die Flugbahn der Drohne gezogen. Sobald die Rotoren der Intruder-Drohne das Netz berühren, verfangen sich die Propeller im Netz und die Drohne kann abtransportiert werden. Beispiele sind die Systeme der Tokyo Metro Police [38], der Unmanned Systems Research Group des Korea Advanced Institute of Science and Technology [39] und vom franzöisischm Start-up MalouTech [40]. Das MP200 von MalouTech wird in Abb. 3.4 gezeigt.



Abb. 3.4.: MP200 von MalouTech beim Abfangmanöver [40]

Eine dritte Alternative ist das Einfangen der Intruder-Drohne mit einem in die Struktur der Abfang-Drohne integriertem Fangnetz. Beispiele hierfür ist das Projekt DroGone der Eidgenös-

sischen Technischen Hochschule Zürich. Bei diesem System befindet sich das Fangnetz auf der Oberseite der Drohne. Beim Abfangmanöver wird die Intuder-Drohne von unten angeflogen [41]. Das System wird in Abbildung 3.5 gezeigt.

Ein System mit dem gleichen Funktionsprinzip ist das System des Centro Avanzado de Tecnologias Aeroespaciales, das bereits erfolgreich bei der Mohammed Bin Zayed International Robotics Competition getestet wurde [42].

Auch das russische Vektor Research Institute hat 2020 ein derartiges System patentiert, auch wenn die Patentschrift lediglich von einer "aerodynamic structure consisting of a catching net [...] integrated into the frame's hollow space" spricht und noch keine Photos der Abfang-Drohne existieren [43].



Abb. 3.5.: DroGone beim Abfangmanöver [41]

Im Rahmen der Vorbesprechung zur Bachelorarbeit wurde von Seiten des Projektträgers auch die Möglichkeit in Erwägung gezogen, die Intruder-Drohne mit einem an der Abfang-Drohne montierten Greifarm zu fangen. Momentan gibt es allerdings noch kein Konzept, das dieses System nutzt. Auch die Verwendung eines Elektromagneten, der sich an die Motoren der Intruder-Drohne anhaftet, ist denkbar.

Die genannten Möglichkeiten werden in der Bewertungsmatrix in Tab. 3.3 ausgewertet.

	Sicherheit	Fangrate	Wiederholbarkeit	Gewicht	Widerstand	Summe
Gewichtung	30%	30%	20%	10%	10%	100%
Netzkanone	+2	+2	-2	-1	+2	+0,9
Schleppnetz	+2	+2	+2	+1	-2	+1,5
Integriertes Netz	+2	+1	+2	+2	-1	1,4
Greifarm	-1	-2	+1	-2	+2	-0,7
Elektromagnet	-2	-1	+1	-1	+2	-0,6

Tab. 3.3.: Bewertungsmatrix der Abfangsysteme

Im folgenden sollen die Kategorien der Bewertungsmatrix kurz erläutert und die Überlegungen hinter den Einzelbewertungen der Abfangsysteme begründet werden. Die Bewertung reicht von -2 für eine sehr negative bis +2 für eine sehr positive Bewertung.

Sicherheit

Dieses Kriterium bewertet die Wahrscheinlichkeit, dass die Intruder-Drohne bei einem Fangversuch in einen unkontrollierten Flugzustand gebracht wird und somit eine Gefährdung durch einen Absturz entsteht. Da die Wahrung der Sicherheit in diesem Projekt einen sehr hohen Stellenwert hat, wird sie mit 30% Einfluss in der Bewertungsmatrix stark gewichtet. Die netzbasierten Systeme schneiden hier sehr positiv ab, da bei einem Fangversuch einem Treffer der Rotoren mit hoher Wahrscheinlichkeit davon ausgegangen werden kann, dass sich die Propeller im Netz verfangen und somit eine feste Verbindung zur Abfangdrohne entsteht. Falls die Rotoren nicht getroffen werden, wird das Flugverhalten der Intruder-Drohne nicht beeinflusst.

Beim Greifarm und Elektromagneten hingegen besteht bei einem fehlgeschlagenen Fangversuch eine hohe Wahrscheinlichkeit, dass die Propeller der Intruder-Drohne durch Kontakt zum Fangsystem beschädigt werden und somit ein Absturz verursacht wird. Der Elektromagnet wird noch negativer bewertet, da bereits beim Einschalten des Magneten eine Beeinflussung der elektrischen Systeme oder der Sensorik der Intruder-Drohne nicht ausgeschlossen werden kann.

Fangrate

Dieses Kriterium bewertet die Wahrscheinlichkeit, dass ein Fangversuch erfolgreich verläuft. Da im Gefahrfall ein zuverlässiges Abfangen der Intruder-Drohne erforderlich ist, wird auch diese Eigenschaft mit 30% stark gewichtet. Die netzbasierten Systeme werden mit der gleichen Begründung wie im Punkt **Sicherheit** positiv bewertet.

Das integrierte Netz erhält einen leichten Abzug, da im Vergleich zu Netzkanone und Schleppnetz meist eine kleinere Netzfläche vorhanden ist, wodurch Abweichungen in der berechneten Position der Intruder-Drohne schwerer ausgeglichen werden können.

Greifarm und Elektromagnet erhalten eine negative Bewertung, da die Position der Intruder-Drohne für einen Fangversuch sehr präzise bestimmt werden muss und somit bereits leichte Richtungsänderungen zu einem Fehlschlag führen können. Der Elektromagnet wird leicht besser bewertet, da hier zumindest eine magnetische Anziehungskraft besteht.

Wiederholbarkeit

Dieses Kriterium beschreibt die Möglichkeit, mehrere Fangversuche durchführen zu können, falls ein Versuch fehlschlägt. Da es bei einem Fangversuch immer zu einem nicht vorhersehbaren Ausweichen durch eine veränderte Flugrichtung der Intruder-Drohne kommen kann, wird dieser Punkt mit 20% gewichtet. Bis auf die Netzkanone schneiden hier alle Systeme positiv ab, da sie ohne Probleme mehrere Fangversuche absolvieren können.

Die Systeme Schleppnetz und integriertes Netz werden sehr positiv bewertet, die sie theoretisch sogar in der Lage sind, mehrere Drohnen ohne Zwischenlandung abzufangen. Die Netzkanone schneidet sehr negativ ab, da diese nach einem Fangversuch am Boden neu geladen werden muss und somit nur ein Fangversuch möglich ist.

Gewicht

Dieses Kriterium bewertet die Zusatzmasse, die durch das Abfangsystem entsteht. Da diese je nach Konstruktion des Systems variiert, kann die Bewertung nur eine grobe Abschätzung

liefern. Da die Zusatzmasse durch die Auslegung der Drohne kompensiert werden kann, wird diese mit 10% schwach gewichtet. Hier schneidet das fest montierte Netz sehr positiv ab, da es durch seine kleine Netzfläche und einfachen Anbau an die bestehende Struktur der Drohne nur wenig Zusatzgewicht verursacht. Ebenfalls positiv wird das Schleppnetz bewertet, da es ebenfalls leicht integriert werden kann, auch wenn die Netzfläche meist größer ist.

Netzkanone und Elektromagnet werden negativ bewertet, da bei diesen Systemen bereits mit erheblichen Zusatzgewichten zu rechnen ist. Die Netzkanone NetGun von Koller Engineering, die explizit auch für das Abfangen von Drohnen entwickelt wurde, wiegt beispielsweise bereits 1,17kg [44]. Zusätzlich werden derartige Systeme zur Stabilisierung häufig auf Gimbals montiert, was zu weiterem Zusatzgewicht führt.

Auch ein Elektromagnet hat aufgrund seiner Spule und des häufig verbauten Eisenkerns ein hohes Gewicht. Zusätzlich muss der Elektromagnet weit genug von den Systemen der Abfangdrohne bzw. für das Abfangmanöver ausfahrbar montiert werden, um Beeinträchtigungen der elektrischen Systeme zu vermeiden. Diese Konstruktion sorgt ebenfalls für zusätzliches Gewicht.

Der Greifarm wird sehr negativ bewertet, da er mit einem sehr hohen Zusatzgewicht verbunden ist. Der ViperX 300 von Trossen Robotics hat beispielsweise bei einer Reichweite von 75cm und einem maximalen Traggewicht von 0,75kg bereits ein Gewicht von 5kg [45]. Der ARIA v2 von Accrea Engineering hat bei einer Reichweite von 90cm und einem maximalen Traggewicht von 1kg ebenfalls ein Gewicht von 5kg [46].

Luftwiderstand

Dieses Kriterium bewertet den zusätzlichen Luftwiderstand, der durch das System für die Drohne entsteht. Auch wenn hier ebenfalls die exakten Werte stark von der Konstruktion des Systems abhängen, wird durch die Bewertung zumindest eine grobe Einordnung gemacht. Da zusätzlicher Luftwiderstand ebenfalls durch die Auslegung der Drohne kompensiert werden kann, wird diese mit 10% ebenfalls schwach gewichtet. Netzkanone, Greifarm und Elektromagnet schneiden hier sehr positiv ab, da diese in eingefahrenem Zustand gut in die Struktur der Abfang-Drohne integriert werden können und so nur ein geringer Zusatzwiderstand entsteht. Ein integriertes Netz wird negativ bewertet, da hier zumindest in aufgeklapptem Zustand durch die Netzfläche erhebliche Zusatzwiderstände entstehen.

Das Schleppnetz wird sehr negativ bewertet, da hier die Netzfläche wie bereits besprochen wesentlich größer ist.

Abschließend ist festzustellen, dass nach Auswertung der Bewertungsmatrix die Abfangsysteme Schleppnetz und integriertes Netz die höchsten Punktzahlen erreichen. Die Netzkanone wird ebenfalls positiv bewertet und eignet sich aufgrund des vermutlich geringeren Widerstands besonders für das Abfangen von Intruder-Drohnen mit hohen Fluggeschwindigkeiten. Die Systeme Greifarm und Elektromagnet sind überwiegend negativ bewertet. Dies erklärt auch, warum bis jetzt noch keine auf diesen Systemen basierenden Abfangdrohnen auf dem Markt existieren.

3.4. Entwicklung der Auslegungssoftware

In diesem Kapitel werden die einzelnen Funktionen der Auslegungssoftware beschrieben. Die Programmierung erfolgt in MATLAB. Ein Flussdiagramm des Programmablaufs findet sich in Abbildung 3.6.



Abb. 3.6.: Programmablauf

3.4.1. Setup-Routine

Zunächst erstellt die Software ein Structure Array mit dem Namen *copter*, um sämtliche Auslegungsdaten sortiert nach Untersystemen abspeichern zu können. Jede Unterfunktion bekommt dieses Array als Variable übergeben, fügt relevante Daten hinzu und gibt das modifizierte Array wieder zurück.

Für die weitere Auslegung ist es erforderlich, dass der Benutzer Missionsparameter und zu analysierende Grundkonfigurationen für die Abfang-Drohne auswählt. Falls zum Beispiel ein redundantes Antriebssystem unbedingt erforderlich ist, kann so die Quad-Konfiguration aus der Analyse ausgeschlossen werden. Zu diesem Zweck gibt es eine Input-Datei, über die diese Parameter zentral festgelegt und verändert werden. Momentan unterstützt die Software die in Tabelle 2.1 dargestellten Konfigurationen mit Ausnahme der Y6-Konfiguration. Der nächste wichtige Auswahlparameter ist die Definition der Intruder-Drohne. Als nächstes müssen in der Input-Datei die Massen der in Kapitel 2.1.3 aufgeführten Systeme zur Steuerung und Flugregelung sowie der Payload-Komponenten eingetragen werden. Die nötige Zusatzmasse für Kabel und Befestigungen dieser Komponenten wird über einen Massenfaktor bezogen auf die Gesamtmasse der Payload angegeben. Die nötige elektrische Leistung zum Betrieb dieser Komponenten muss ebenfalls angegeben werden.

Als nächstes müssen die geforderten Grenzwerte für die Belastung der Antriebskomponenten definiert werden. Für die Motoren gibt es sowohl einen unteren als auch einen oberen prozentualen Grenzwert für die Strombelastung bei maximalem Schub in Bezug auf die vom Hersteller vorgegebene zulässige Strombelastung. Der untere Grenzwert wird zum Ausschluss ineffizienter Konfigurationen durch die Verwendung eines zu großen Motors gewählt. Der obere Grenzwert stellt sicher, dass auch bei längerem Betrieb bei maximalem Schub der Motor nicht überhitzt. Für die weitere Analyse wurden diese Grenzen auf 40 - 90% gesetzt. Dies deckt sich mit den Werten der Leistungsdaten der Propeller-Motor-Kombinationen des Herstellers *T-Motor*. Für den ESC und den Akku wird ebenfalls ein prozentualer Grenzwert für die maximale Strombelastung festgelegt, um Überlastungen zu vermeiden. Der Akku erhält darüber hinaus einen minimalen Ladezustand. Bei Senkung dieses Werts vergrößert sich zwar die nutzbare Kapazität des Akkus, allerdings verkürzt sich gleichzeitig auch die Lebensdauer. Nach [8] sollte dieser Wert zwischen 15% und 20% betragen.

Für die Analyse der Leistungsdaten wird ein prozentualer Grenzwert für die maximale Schubstellung der Motoren definiert, damit auch bei maximalem Schub Reserven für die Regelung der Fluglage bestehen. Nach [8] wird eine maximale Schubstellung von 90% empfohlen. Für die Analyse der Fluggeschwindigkeit werden Widerstandsbeiwerte für den Multicopter bei horizontaler C_{D1} und vertikaler Anströmung C_{D2} definiert. Nach [8] werden Werte von C_{D1} = 3 und C_{D2} = 1,5 angenommen. Da diese Parameter stark von der aerodynamischen Konfiguration des Multicopters abhängen, müssen die Werte für eine genauere Auslegung durch eine Computational Fluid Dynamics (CFD)-Simulation validiert und gegebenenfalls angepasst werden.

Abschließend werden durch die Setup-Routine die Leistungsdaten der gewählten Intruder-Drohne aus einer excelbasierten Datenbank eingelesen. Die Datenbank umfasst momentan sämtliche Drohnen des Herstellers DJI, kann bei Bedarf allerdings beliebig ergänzt werden. Die gespeicherten Daten umfassen das Maximalgewicht, die maximale Flugzeit, die Höchstgeschwindigkeit, die Reichweite des Übertragungssystems, Steig- und Sinkrate sowie die maximale Flugreichweite.

3.4.2. Auswahl der Antriebskomponenten

Der Startpunkt der Iterationsschleife ist die Auswahl der Antriebskomponenten. Hierzu werden Datenbanken mit den Leistungsdaten der Komponenten Akku, Propeller, Motor und ESC aus den Datenblättern der Hersteller eingelesen. Die Datenbanken wurden bereits mit einer Auswahl von relevanten Komponenten befüllt, können bei Bedarf aber mit beliebig vielen Daten weiterer Hersteller ergänzt werden.

Akku-Datenbank

Diese Datenbank beinhaltet Werte für die Anzahl der in Serie geschalteten Zellen und der Nennspannung einer Einzelzelle, womit analog nach dem in Abbildung 2.4 gezeigten Verfahren die Betriebsspannung des Multicopters bestimmt wird. Weiterhin werden Werte für die Kapazität, die zulässige Entladerate und die Masse der Akkus definiert. Momentan enthält die Datenbank sämtliche Akkus der *Quantum*-Serie des Herstellers *SLS* mit der höchsten Entladerate von 65 C. Diese Serie ist die leichteste Serie des Herstellers und zeichnet sich durch eine hohe Energiedichte und Leistung aus [47]. Die Serie umfasst einen Kapazitätsbereich zwischen 800 und 5000 mAh sowie Zellenanzahlen zwischen 4S und 14S.

Propeller-Datenbank

Diese Datenbank beinhaltet Werte für Blattzahl, Durchmesser, Steigung und Masse der Propeller. Momentan enthält die Datenbank sämtliche Propeller der *Polish*-Serie des Herstellers *T-Motor*, da diese Propeller auch für die Ermittlung der Leistungsdaten der Motoren genutzt werden und somit einen Vergleich der berechneten Daten des Antriebssystems ermöglichen. Die Serie umfasst zweiblättrige Propeller mit einem Durchmesser von 12 bis 30 Zoll (30,5-76,2cm) und Steigungen von 4 bis 10 Zoll (10,2-25,4cm).

Motor-Datenbank

Diese Datenbank beinhaltet Werte für K_v -Wert, Innenwiderstand, Leerlaufspannung und -strom, maximale Strom- und Spannungsbelastung sowie Masse der Motoren. Momentan enthält die Datenbank sämtliche Motoren der *U Power Type*-Serie des Herstellers *T-Motor*, die besonders für hohe Leistungen entwickelt wurde. *T-Motor* ist einer der wichtigsten Produzenten für Elektromotoren für Drohnen [48] und legt nach eigenen Angaben besonderen Wert auf Zuverlässigkeit und Sicherheit [49]. Die Serie umfasst Motoren im Leistungsbereich zwischen 500 und 8580 W.

ESC-Datenbank

Diese Datenbank beinhaltet Werte für maximale Strombelastung, minimale und maximale Betriebsspannung, Innenwiderstand sowie Masse der ESC. Momentan enthält die Datenbank sämtliche ESC der *ALPHA-* und *FLAME-*Serie des Herstellers *T-Motor*, die speziell für den Einsatz in Kombination mit Motoren des Herstellers entwickelt wurden. Die Serien umfassen ESC mit einer maximalen Strombelastung zwischen 40 und 200 A und einer zulässigen Zellenanzahl zwischen 4 und 24 S.

Falls in einer der Analysefunktionen die geforderten Spezifikationen nicht erfüllt werden, wird automatisch die nächste Komponente aus der Datenbank ausgewählt und die Auslegung erneut durchgeführt. Die Analyse erfolgt zudem für jede Zellenanzahl bzw. Betriebsspannung gesondert, so dass am Ende die optimale Konfiguration ausgewählt werden kann. Im Moment erfolgt die Auswahl der optimalen Konfiguration nach Gesamtgewicht der Abfang-Drohne.

3.4.3. Analyse des Antriebssystems

Die Analyse des Antriebssystems erfolgt über eine Modellierung der Komponenten Propeller, Motor, ESC und Akku. Im folgenden werden die zugrundeliegenden Modelle beschrieben.

Propeller

Zunächst müssen Eingangs- und Ausgangsgrößen bestimmt werden. Für den Propeller sind die Eingangsgrößen Durchmesser D_p in m, Steigung H_p in m, Blattzahl B_p und Drehzahl N in m. Die Ausgangsgrößen sind Schub T und Drehmoment M. Nach AA2008 - 406 und AIAA2006 - 1127 bestehen zwischen den Größen die Zusammenhänge aus den Gleichungen 3.1 und 3.2:

$$T = C_T \rho \left(\frac{N}{60}\right)^2 D_p^4 \tag{3.1}$$

$$M = C_M \rho \left(\frac{N}{60}\right)^2 D_p^5 \tag{3.2}$$

Die noch fehlenden Parameter der Gleichungen sind zum einen die Luftdichte ρ in Meereshöhe, die mithilfe der *atmosisa*-Funktion aus der Aerospace Toolbox von MATLAB [50] anhand der internationalen Standardatmosphäre nach [51] bestimmt wird. Die Parameter Schubbeiwert C_T und Momentenbeiwert C_M werden nach der Methode aus [8] mit den Gleichungen 3.3 bis 3.5 bestimmt.

$$C_T = 0.25\pi^3 \lambda \zeta^2 B_p K_0 \frac{\epsilon \arctan \frac{H_p}{\pi D_p} - \alpha_0}{\pi A + K_0}$$
(3.3)

$$C_M = \frac{1}{8A} \pi^2 C_d \zeta^2 \lambda B_p^2 \tag{3.4}$$

mit
$$C_d = C_{fd} + \frac{\pi A K_0^2}{e} \frac{\left(\epsilon \arctan \frac{H_p}{\pi D_p} - \alpha_0\right)^2}{\left(\pi A + K_0\right)^2}$$
 (3.5)

Die Parameter Streckung *A*, Oswald-Faktor *e*, Nullauftriebswiderstand C_{fd} , Nullauftriebswinkel α_0 , Auftriebsanstieg K_0 sowie Korrekturfaktoren λ , ζ und ϵ sind abhängig von der Propellergeometrie. Da diese nicht bekannt sind, werden die von [8] vorgeschlagenen Werte genutzt. Diese lauten wie folgt: A = 5, $\epsilon = 0,85$, $\lambda = 0,75$, $\zeta = 0,5$, e = 0,83, $C_{fd} = 0,015$, $\alpha_0 = 0$, $K_0 = 6,11$, die einen Näherungswert der am Markt verfügbaren Propeller abbilden sollen. Die Faktoren C_T und C_M können für den jeweiligen Propeller auch experimentell bestimmt werden, wodurch diese Abschätzung ersetzt werden kann.

Motor

Für den Motor sind die Eingangsgrößen Drehmoment M und Drehzahl N. Die Ausgangsgrößen sind Motorspannung U_m und Motorstrom I_m . Nach der Methode von [8] bestehen zwischen den Größen die Zusammenhänge aus den Gleichungen 3.6 und 3.7.

$$U_{m} = \left(\frac{MK_{v}U_{m0}}{9,55\left(U_{m0} - I_{m0}R_{m}\right)} + I_{m0}\right)R_{m} + \frac{U_{m0} - I_{m0}R_{m}}{K_{v}U_{m0}}N$$
(3.6)

$$I_m = \frac{MK_v U_{m0}}{9,55 \left(U_{m0} - I_{m0} R_m\right)} + I_{m0}$$
(3.7)

Die Parameter Drehzahlkonstante K_v , Leerlaufspannung U_{m0} , Leerlaufstrom I_{m0} und Innenwiderstand des Motors R_m werden der Motor-Datenbank entnommen und in Kapitel 2.1.2.2 beschrieben.

ESC

Für den ESC sind die Eingangsgrößen Motorspannung U_m , Motorstrom I_m und Akkustrom I_b . Die Ausgangsgrößen sind Schubstellung σ , ESC-Spannung und ESC-Strom. Nach der Methode von [8] bestehen zwischen den Größen die Zusammenhänge aus den Gleichungen 3.8 bis 3.10.

$$\sigma = \frac{U_m + I_m R_e}{U_h} \tag{3.8}$$

$$I_e = \sigma I_m \tag{3.9}$$

$$U_e = U_b - (n_r I_e + I_{other}) R_b$$
(3.10)

Die Parameter Innenwiderstand des ESC R_e , Akkuspannung U_b und Innenwiderstand der Batterie R_b werden der ESC- und Akku-Datenbank entnommen und in den Kapiteln 2.1.2.3 und 2.1.2.4 beschrieben. Die Parameter Motorzahl n_r und Stromverbrauch sonstiger Systeme I_o ther werden durch den Benutzer über die gewählte Grundkonfiguration festgelegt (siehe Kapitel 3.4.1).

Akku

Für den Akku ist die Eingangsgröße der Akkustrom I_b . Die Ausgangsgröße ist die mögliche Flugzeit $t_f lug$. Nach der Methode von [8] besteht zwischen den Größen der Zusammenhang aus Gleichung 3.11.

$$t_f lug = \frac{C_b - C_{min}}{I_b} \frac{1}{1000}$$
(3.11)

$$mit C_{min} = \gamma_{min} C_b \tag{3.12}$$

Der Parameter Akkukapazität C_b wird der Akku-Datenbank entnommen und in Kapitel 2.1.2.4 beschrieben. Der Parameter minimaler Ladezustand γ_{min} wird durch den Benutzer festgelegt (siehe Kapitel 3.4.1).

Zusätzlich muss der maximale zulässige Akkustrom nach Formel 3.13 eingehalten werden.

$$I_b \le \frac{C_b K_b}{1000} \tag{3.13}$$

Der Parameter Zulässige Entladerate K_b wird der Akku-Datenbank entnommen und in Kapitel 2.1.2.4 beschrieben.

Für die Analyse des Antriebssystems werden zuerst, wie beschrieben, die Parameter Schubbeiwert C_T und Momentenbeiwert C_M bestimmt. Zur Bestimmung der maximalen Belastungen mit den ausgewählten Komponenten wird ein nichtlineares Gleichungssystem mit den vier Gleichungen 3.8, 3.2, 3.6 und 3.7 und den vier Unbekannten I_m , U_m , M und N aufgestellt. Die Schubstellung wird auf 1 festgelegt, wodurch die Motorspannung ihren maximalen Wert einnimmt. Das resultierende Gleichungssystem wird in 3.14 gezeigt.

$$\begin{cases} \sigma &= \frac{U_m + I_m R_e}{U_b} \doteq 1\\ M &= C_M \rho \left(\frac{N}{60}\right)^2 D_p^5\\ U_m &= \left(\frac{M K_v U_{m0}}{9,55(U_{m0} - I_{m0} R_m)} + I_{m0}\right) R_m + \frac{U_{m0} - I_{m0} R_m}{K_v U_{m0}} N\\ I_m &= \frac{M K_v U_{m0}}{9,55(U_{m0} - I_{m0} R_m)} + I_{m0} \end{cases}$$
(3.14)

Das Gleichungssystem wird mit der *fsolve*-Funktion aus der Optimization Toolbox von MAT-LAB [52] gelöst. Falls die Belastung einer Komponente über dem durch den Benutzer festgelegten prozentualen Grenzwert liegt, wird die entsprechende Komponente durch die nächste in der Datenbank ersetzt und die Iterationsschleife beginnt von vorne.

3.4.4. Massenabschätzung

Der nächste Schritt der Auslegung ist eine detailliertere Untersuchung der Konfiguration und eine Massenabschätzung. Hierzu wird zunächst die Länge der Arme des Frame *R* nach der Methode von [8] über Gleichung 3.15 bestimmt.

$$R = \frac{r_{max}}{\sin\frac{180^{\circ}}{n}}$$
(3.15)

Der Parameter Anzahl der Arme *n* wird über die Anzahl an Motoren bestimmt. Bei einer Konfiguration mit koaxial montierten Motoren halbiert sich die Anzahl an Armen entsprechend. Der Parameter maximaler Radius eines Propellers r_{max} wird über den Propellerdurchmesser und einen Sicherheitsfaktor r_s zur Vermeidung von aerodynamischen Interferenzen nach Gleichung 3.16 bestimmt. Der Sicherheitsfaktor kann durch den Benutzer in der Setup-Routine festgelegt werden. Laut [8] sollte dieser im Normalfall im Bereich zwischen 1,05 und 1,2 liegen.

$$r_{max} = r_s D_p \tag{3.16}$$

Eine Darstellung der geometrischen Parameter findet sich in Abbildung 3.7.



Abb. 3.7.: Darstellung der geometrischen Parameter an einem Hexacopters [8]

Die Abschätzung der Querschnittsfläche des Multicopters kann nur eine grobe Näherung darstellen, da diese sich je nach Frameaufbau und verwendeten Komponenten stark unterscheidet. Hierzu wird die Gesamtfläche in die Fläche durch die Rotorarme und die Fläche durch die Grundplatte und verbaute Payload aufgeteilt. Für die Fläche der Rotorarme wird nach Analyse der Daten aus Anhang A.1 angenommen, dass die Dicke der Arme 5% des Durchmessers beträgt. Die Analyse der Fläche der Payload gestaltet sich schwieriger, da große Unterschiede zwischen den Konstruktionen der Frames bestehen. für eine erste Abschätzung wird daher angenommen, dass die Breite und Höhe der Payload 30% des Durchmessers des Frames entsprechen. Für eine genauere Auslegung muss dieser Wert nach Durchlauf der Auslegungssoftware durch den genauen Wert des gewählten Frame ersetzt werden.

Die Abschätzung der Masse des Multicopters erfolgt über bekannten Massen der Einzelkomponenten und der Payload sowie einer Abschätzung des Framegewichts. Hierzu wurde in Anhang A eine Analyse einiger am Markt verfügbaren Multicopter-Frames durchgeführt. Die Abschätzung des Framegewichts erfolgt anhand der gewonnenen Regressionskurven. Aus der errechneten Gesamtmasse wird nun die Gewichtskraft der Abfangdrohne *G* berechnet.

3.4.5. Analyse der Flugleistungen

Der nächste Schritt ist die Analyse der Flugleistungen. Zunächst wird der maximale Schub der gesamten Abfangdrohne berechnet. Dazu wird zunächst die maximale Drehzahl eines Motors unter Berücksichtigung der maximalen Schubstellung aus 3.4.1 berechnet. Die Berechnung erfolgt analog zum Gleichungssystem 3.14 für die gewählte Schubstellung σ . Mit Gleichung 3.1 kann nun der maximale Schub eines Propellers T_{max} und nach Gleichung 3.17 der Schubüberschuss $T_{Überschuss}$ berechnet werden.

$$T_{\ddot{U}berschuss} = n_r T_{max} - G_{MTOM} \tag{3.17}$$

Falls der Schubüberschuss unter der Gewichtskraft der Intruder-Drohne mit einer vom Benutzer in der Setup-Routine gewählten Sicherheitsfaktor liegt, wird der Propeller durch den nächsten aus der Datenbank ersetzt und die Iterationsschleife beginnt von vorne.

Nun folgt die Berechnung des maximalen Neigungswinkel der Abfang-Drohne über das Kräftegleichgewicht in Abbildung 3.8.



Abb. 3.8.: Kräftegleichgewicht im Horizontalflug [8]

Nach [8] gilt somit für den maximalen Neigungswinkel Gleichung 3.18.

$$\theta_{max} = \arccos \frac{G_{MTOM}}{n_r T_{max}} \tag{3.18}$$

Als nächstes wird die maximale Fluggeschwindigkeit mit dem Verfahren aus [8] bestimmt. Hierzu wird der Maximalwert der Gleichung 3.19 im Bereich zwischen 0 und θ_{max} berechnet.

$$\upsilon = \sqrt{\frac{2G\tan\theta}{\rho S \left[C_{D1} \left(1 - \sin^3\theta\right) + C_{D2} \left(1 - \cos^3\theta\right)\right]}}$$
(3.19)

Die Berechnung erfolgt mit der *fmincon*-Funktion aus der Optimization Toolbox von MATLAB [53]. Da diese nur den Minimalwert einer Funktion findet, wird der Funktionswert für v negiert. Diese Betrachtung schließt den Einfluss der Anströmgeschwindigkeit auf den Propeller nicht mit ein. Da die Fluggeschwindigkeit eines Multicopters nicht sehr hoch ist, muss dies für eine erste Abschätzung nicht betrachtet werden [8].

Die Berechnung der maximalen Flugstrecke z_{max} erfolgt nach [8] über das Gleichungssystem 3.20 mit den bekannten Gleichungen 3.6, 3.7, 3.8, 3.9 und 3.11.

$$\begin{cases} \upsilon(\theta) &= \sqrt{\frac{2G \tan \theta}{\rho S[C_{D1}(1-\sin^3 \theta) + C_{D2}(1-\cos^3 \theta)]}} \\ N(\theta) &= 60 \sqrt{\frac{G}{\rho C_T D_p^4 n_r \cos \theta}} \\ M(\theta) &= \frac{GC_M D_p}{C_T n_r \cos \theta} \\ U_m &= f_{U_m}(M, N) \\ I_m &= f_{I_m}(M, N) \\ \sigma &= f_\sigma(U_m, I_m, I_b) \\ I_e &= f_{I_e}(\sigma, I_m) \\ I_b &= n_r I_e + I_{other} \\ t_{Flug} &= f_{t_b}(I_b) \\ z_{Flug} &= \upsilon(\theta) t_{Flug}(\theta) \end{cases}$$

$$(3.20)$$

Für die Lösung des Gleichungssystems wird erneut die *fmincon*-Funktion auf den negativen Funktionswert im Bereich zwischen 0 und θ_{max} angewendet.

Zuletzt wird die maximale Steig- und Sinkrate über das Kräftegleichgewicht bei horizontaler Fluglage bestimmt. Für die maximale Steigrate gilt Gleichung 3.21.

$$n_r T_{max} - G = C_{D2} \frac{\rho}{2} S v_{Steig}^2 \iff v_{Steig} = \sqrt{\frac{2(n_r T_{max} - G)}{C_{D2}\rho S}}$$
(3.21)

Für die maximale Sinkrate gilt Gleichung 3.22.

$$G - 0.1n_r T_{max} = C_{D2} \frac{\rho}{2} S v_{Sink}^2 \iff v_{Sink} = \sqrt{\frac{2(G - 0.1n_r T_{max})}{C_{D2}\rho S}}$$
(3.22)

Hierbei wird davon ausgegangen, dass der Widerstandsbeiwert bei Anströmung von oben C_{D2} gleich dem bei Anströmung von unten ist. Dies stellt nur eine Näherung dar, allerdings ist eine genaue Ermittlung der maximalen Sinkrate für die meisten Anwendungsfälle nicht von Bedeutung. Über den Faktor 0,1 wird berücksichtigt, dass eine geringe Motorleistung zur Stabilisierung des Multicopters notwendig ist.

3.4.6. Missionsanalyse

Die Missionsanalyse hat das Ziel, die Daten der einzelnen Missionsteile zu ermitteln und sicherzustellen, dass definierte Missionsparameter erfüllt werden können. Zu diesem Zweck wird für jeden Missionsteil eine Unterfunktion entwickelt. Die Unterfunktionen können beliebig kombiniert werden, um unterschiedliche Missionen darzustellen. In Tabelle 3.4 findet sich eine Aufstellung der möglichen Missionsteile.

Funktion	Parameter	Beschreibung
rangeCruise	Strecke, Geschwindigkeit	Absolvieren einer Strecke mit einer geforderten Fluggeschwindigkeit
timeCruise	Dauer, Geschwindigkeit	Halten einer geforderten Fluggeschwindigkeit für einen Zeitraum
efficientCruise	Strecke	Absolvieren einer Strecke bei minimalem Stromverbrauch
climb	Steigrate, Höhe	Steigflug um Höhe bei geforderter Steigrate
descent	Sinkrate, Höhe	Sinkflug um Höhe bei geforderter Sinkrate
capture	-	Anpassen der Drohnenparameter nach Einfangen der Intruder-Drohne
release	-	Anpassen der Drohnenparameter nach Absetzen der Intruder-Drohne

Tab. 3.4.: Unterfunktionen zur Analyse der Gesamtmissionen

Da sich durch die Anpassung der Parameter der Abfang-Drohne durch die *capture-* und *release-*Funktionen für die Berechnung der Flugleistung erforderliche Werte ändern, werden in sämtlichen Unterfunktionen die Berechnungen aus Kapitel 3.4.5 erneut durchgeführt. Beispielsweise verändert sich nach Einfangen der Intruder-Drohne die Masse der Abfang-Drohne, sodass sich für die Funktionen *rangeCruise* und *timeCruise* eine neue Maximalgeschwindigkeit ergibt. Falls diese unter der geforderten Geschwindigkeit liegt, wird der Propeller durch den nächsten aus der Datenbank ersetzt und die Iterationsschleife beginnt von vorne. Die Berechnung der Fluggeschwindigkeit für minimalen Stromverbrauch erfolgt über die Ermittlung der Fluggeschwindigkeit für die maximale Flugstrecke.

Nach erfolgreicher Berechnung einer Unterfunktion gibt diese Werte für Strecke, Dauer, Fluggeschwindigkeit, Höhenänderung, Steig-/Sinkrate, momentane Masse sowie Stromverbrauch zurück. Nachdem alle Missionsteile analysiert wurden, werden die Daten tabellarisch zusammengefasst und der Gesamtstromverbrauch berechnet. Falls dieser über der nutzbaren Kapazität des Akkus liegt, wird der Akku durch den nächsten aus der Datenbank ersetzt und die Iterationsschleife beginnt von vorne.

3.4.7. Auswahl der optimalen Konfiguration

Falls die Iterationsschleife erfolgreich beendet wurde, wird die Konfiguration und ihre Leistungsdaten gespeichert und die Akkureihe mit der nächsthöheren Zellenzahl bzw. Betriebsspannung ausgewählt. Wenn für jede Betriebsspannung die optimale Konfiguration gefunden wurde, wird anhand der Gesamtmasse die optimale Konfiguration aller Spannungen ausgewählt. Prinzipiell ist auch eine Auswahl nach anderen Parametern wie zum Beispiel dem Gesamtenergieverbrauch möglich.

4. Auswertung

In diesem Kapitel erfolgt die Validierung des Antriebsmodells und die Analyse mehrerer Beispielmissionen.

4.1. Validierung des Antriebsmodells

Zur Analyse des Antriebsmodells bietet es sich an, die berechneteten Werte mit den vom Hersteller getesteten zu vergleichen. Der Hersteller *T-Motor* gibt für seine Motoren bedauerlicherweise nur Werte zwischen 50% und 100% Schubstellung an. Trotzdem lässt sich auch damit bereits eine Evaluation der Richtigkeit des verwendeten Antriebsmodells durchführen. Es werden exemplarisch drei Motoren des Herstellers unterschiedlicher Leistungsklassen analysiert: Der U3 700KV, der U5 400KV sowie der U7 V2.0 280KV. Zunächst erfolgt die Analyse der Schubleistung in Abbildung 4.1.



Abb. 4.1.: Auswertung des Schubs über die Schubstellung

Für den *U3 700KV* beträgt die maximale Abweichung 16%, für den U5 400KV 19% und für den U7 V2.0 280KV 7%. Auch wenn diese Werte zunächst relativ hoch erscheinen, ist die

Abweichung im hohen Leistungsbereich relativ gering und kann durch den durch den Benutzer gewählten Sicherheitsfaktor (siehe Kapitel 3.4.1) kompensiert werden. Weiterhin sind manche Umgebungsparameter der Schubtests des Herstellers, die Einfluss auf die Schubberechnung haben, nicht bekannt. Beispielsweise kann die Luftdichte bei Durchführung des Tests durch eine hohe Umgebungstemperatur von der Dichte aus der für die Berechnung verwendeteten Standardatmosphäre abweichen. Darüber hinaus ist zu bemerken, dass die Schubkurven des Herstellers im Gegensatz zu den berechneten keinen gleichmäßigen Verlauf haben, sondern im hohen Leistungsbereich nach unten abknicken. Diese Effekte können durch die für die Berechnung verwendeten Gleichungen nicht wiedergegeben werden. Die Einflüsse, die diesen Effekt verursachen, müssten in weiteren Untersuchungen betrachtet werden. Als nächstes erfolgt die Analyse der Drehzahlmodellierung in Abbildung 4.2.



Abb. 4.2.: Auswertung der Drehzahl über die Schubstellung

Insbesondere im niederigen Leistungsbereich ist eine genaue Übereinstimmung der berechneten Werte zu beobachten. Im hohen Drehzahlbereich knicken die Werte des Herstellers stark ab. Es ergeben sich maximale Abweichungen von 15% für den U3 700KV, 22% für den U5 400KV sowie 17% für den U7 V2.0 280KV. Auch hier erfordert die Bestimmung der Entstehung dieser Abweichungen detailliertere Untersuchungen des Versuchsaufbaus der Motortests des Herstellers.

Zuletzt erfolgt die Analyse des berechneten Motorstroms in Abbildung 4.3.



Abb. 4.3.: Auswertung des Motorstroms über die Schubstellung

Für den Stromverbrauch ist besonders für den Motor U7 V2.0 eine hohe Übereinstimmung festzustellen. Die Motoren U3 700KV und U5 400KV zeigen größere Abweichungen. Die maximalen Abweichungen betragen 32% für den U3 700KV, 35% für den U5 400KV sowie 10% für den U7 V2.0 280KV. Diese Abweichungen haben vermutlich ihren Ursprung in den Abweichungen des Schubwertes bei gleicher Schubstellung, da die Abweichungen in beiden Abbildungen korrelieren. Die Abweichungen haben somit keine großen Auswirkungen auf den ermittelten des Stromverbrauch, da die Abfang-Drohne bei einer niedrigeren Schubstellung fliegen kann und somit die realen und berechneten Leistungswerte wieder übereinstimmen. Dieser Effekt wird in Abbildung 4.4 dargestellt. Wie zu erwarten, ergibt sich bei Vergleich des benötigten Stroms zur Erzeugung eines gewissen Schubs eine sehr hohe Übereinstimmung für alle Motoren.



Abb. 4.4.: Auswertung des Schubs über den Motorstrom

Insgesamt ist festzustellen, dass die Abschätzungen für eine erste Auswahl der Komponenten der Abfang-Drohne ausreichend sind. Vor der finalen Auswahl sollten jedoch die ermittelten Werte mit den Herstellerdaten verglichen werden.

4.2. Analyse von Beispielmissionen

In diesem Kapitel erfolgt die Analyse der Auslegungssoftware anhand verschiedener Beispielmissionen. Zunächst müssen die Randbedingungen der Analyse festgelegt werden. Als Abschussmethode wird trotz des mittelmäßigen Abschneidens in der Bewertungsmatrix die Netzkanone ausgewählt, da die Intruder-Drohne in der definierten Flugmission aus Kapitel 3.2 beim Abfangmaneuver mit maximaler Geschwindigkeit fliegt. Bei Geschwindigkeiten zwischen 16-20 m/s würden Fangnetz und integriertes Netz durch den hohen zusätzlichen Luftwiderstand in erheblichem zusätzlichen Leistungsbedarf resultieren. Eine Übersicht der verwendeten Komponenten für Payload und Kontrolle der Drohne und deren Masse findet sich in Tabelle 4.1.

Komponente	Name	Gewicht
Netzkanone	NetGun (Koller Engineering)	1170 g
Autopilot	The Cube Orange (ProfiCNC)	75 g
GPS	H-RTK F9P (Holybro)	49 g
Telemetrie	433 MHz 500mW V3 (Holybro)	20 g
Empfänger	R7006SB (Futaba)	9 g
Kamera	Firefly DL (FLIR)	20 g
Companion Computer	Raspberry Pi 3B+	46 g

Tab. 4.1.: Verwendete Komponenten für Payload und Kontrolle der Drohne

Für die beschriebenen Konfiguration wird in den folgenden Kapiteln die optimale Konfiguration für die drei in Kapitel 3.1 ausgewählten Intruder-Drohnen die optimale Abfang-Drohne ausgelegt. Für die Analyse werden die Grundkonfiguration Quad-, Hexa- und Octocopter untersucht.

4.2.1. DJI Phantom 4 Pro V2.0

Die Phantom 4 Pro V2.0 ist die schwerste analysierte Intruder-Drohne mit einem Gewicht von 1375 g. Abbildung 4.5 zeigt die Gesamt- und Einzelmassen der Abfang-Drohne für verschiedene Konfigurationen.



Abb. 4.5.: Gesamt- und Einzelmassen der Abfangdrohne für Intruder-Drohne Phantom 4 Pro

Es ist zu sehen, dass die Quad 6S Konfiguration die niedrigste Gesamtmasse erreicht. Die geringe Gesamtmasse ist darauf zurückzuführen, dass bei einer niedrigeren Betriebsspannung zwar höhere Effizienz durch größere Propeller besteht, das daraus resultierende geringere Batteriegewicht jedoch vom zusätzlichem Gewicht des größeren Frames übertroffen wird. Alle Quad-Konfigurationen nutzen den gleichen Motor, da bei einer niedrigen Betriebsspannung sonst nicht ausreichend Schub generiert wird und bei hohen Spannung die zulässige Betriebsspannung des kleinsten Motors überschritten wird. Dies ist auch der Grund, warum bei den Hexa-Konfigurationen die 4S Konfiguration das geringste Gewicht hat. Hier sind die kleinsten Motoren ausreichend, um die Schubforderung zu erfüllen. Für die 5S Konfiguration wären diese wahrscheinlich auch ausreichend, können aber aufgrund des Überschreitens der zulässigen Betriebsspannung nicht mehr genutzt werden. Aufgrund des höheren Motorgewichts muss darüber hinaus auch insgesamt mehr Schub erzeugt werden, was zu einem Schneeballeffekt für die anderen Komponenten führt. Bei der 6S Konfiguration können durch die höhere Motordrehzahl kleinere Propeller verwendet werden, was zu einem Sinken des Frame-Gewichts führt. Ein ähnlicher Effekt ist auch bei den Octo-Konfigurationen zu beobachten. Die 12S Konfigurationen sind aufgrund des hohen Gewichtes der Motoren, die diese Betriebsspannung vertragen, nicht sinnvoll. Zusätzlich ist festzuhalten, dass es aufgrund der Antriebsredundanz der Hexa 4S Konfiguration eventuell sinnvoll ist, das geringe Zusatzgewicht dieser Konfiguration in Kauf zu nehmen.

Es folgt eine Auflistung der verwendeten Komponenten der optimalen Konfiguration in Tabelle 4.2.

Konfiguration	Quad 6S
Propeller	T-Motor P14x4,8
Motor	T-Motor U5 400KV
ESC	T-Motor ALPHA 40A 6S
Akku	SKS Quantum 6S 1800mAh 65C

Tab. 4.2.: Verwendeten Antriebskomponenten der Abfang-Drohne für Intruder-Drohne Phantom 4Pro V2.0

Eine Aufstellung der wichtigsten Leistungsdaten findet sich in Tabelle 4.3.

Gesamtmasse	3,653 kg
Schub-Gewichts-Verhältnis	2,366
Max. Fluggeschwindigkeit	30,8 m/s
Reichweite	11 km
Stromverbrauch Mission	892 mAh

Tab. 4.3.: Leistungsdaten der Abfang-Drohne für Intruder-Drohne Phantom 4 Pro V2.0

4.2.2. DJI Air 2S

Die Air 2S ist eine mittelschwere analysierte Intruder-Drohne mit einem Gewicht von 595 g. Abbildung 4.6 zeigt die Gesamt- und Einzelmassen der Abfang-Drohne für verschiedene Konfigurationen.



Abb. 4.6.: Gesamt- und Einzelmassen der Abfangdrohne für Intruder-Drohne Air 2S

Es ist zu sehen, dass die Quad 4S Konfiguration die geringste Gesamtmasse erreicht. Aufgrund der geringen Masse der Intruder-Drohne sind die kleinsten Motoren bereits ausreichend. Analog zur Erklärung in Kapitel 4.2.1 müssen aufgrund der höheren Betriebsspannung bei den andern Konfigurationen größere Motoren verwendet werden und die Gesamtmasse steigt. Es folgt eine Auflistung der verwendeten Komponenten der optimalen Konfiguration in Tabelle 4.4.

Konfiguration	Quad 4S
Propeller	T-Motor P12x4
Motor	T-Motor U3 700KV
ESC	T-Motor FLAME 70A 6S
Akku	SKS Quantum 4S 1300mAh 65C

Tab. 4.4.: Verwendeten Antriebskomponenten der Abfang-Drohne für Intruder-Drohne Air 2S

Eine Aufstellung der wichtigsten Leistungsdaten findet sich in Tabelle 4.5.

Gesamtmasse	3,079 kg
Schub-Gewichts-Verhältnis	2,08
Max. Fluggeschwindigkeit	28,8 m/s
Reichweite	2,3 km
Stromverbrauch Mission	1001 mAh

Tab. 4.5.: Leistungsdaten der Abfang-Drohne für Intruder-Drohne Air 2S

4.2.3. DJI Mini 2

Die Mini 2 ist die leichteste analysierte Intruder-Drohne mit einem Gewicht von 242 g. Da für die Air 2S bereits die Komponenten mit der geringsten Leistung in der Datenbank ausreichend waren, ergeben sich für diese Drohne die gleichen Massen und Leistungsdaten sowie die gleiche Konfiguration wie in Kapitel 4.2.2. Aus diesem Grund wäre es sinnvoll, die Datenbanken auch mit Komponenten anderer Hersteller mit geringeren Leistungswerten zu füllen. Nur der Stromverbrauch der Mission reduziert sich durch die geringere Masse und Geschwindigkeit der Intruder-Drohne auf 916 mAh. Zusätzlich wäre es bei Entwicklung einer Abfang-Drohne sinnvoll, einen breiteren Bereich an möglichen Intruder-Drohnen abzudecken, daher ist eine Beschränkung auf eine derart leichte Gewichtsklasse nicht sinnvoll.

5. Fazit

In diesem Kapitel werden die wichtigsten Schritte bei der Entwicklung der Auslegungssoftware für Abfang-Drohnen zusammengefasst und ein Ausblick auf Verbesserungsmöglichkeiten der Software in Folgeprojekten gegeben.

5.1. Zusammenfassung

Zu Beginn wurde ein kurzer Überblick über die wichtigsten Drohnenkomponenten gegeben und relevante Kenngrößen dargestellt. Auch die vom DLR entwickelte Lösung zur Detektion und Trajektorienanalyse der Intruder-Drohne wurde beschrieben. Es folgte die detaillierte Beschreibung des Entwicklungsprozesses der Auslegungssoftware. Zunächst wurde eine Marktanalyse der meistverkauften Drohnen im Hobbybereich und der daraus resultierenden potentiellen Intruder-Drohnen durchgeführt. Das vom DLR vorgegebene Abfangszenario wurde detailliert beschrieben und eine Analyse der potentiellen Abfangmethoden und bereits bestehender Drohnenabwehrsysteme durch eine Bewertungsmatrix umgesetzt. Auf Basis dieser erfolgte die Entwicklung der Auslegungssoftware in MATLAB. Die Auslegungssoftware umfasst Funktionen zur Abschätzung der Massen der einzelnen Unterkomponenten sowie zur Analyse des Antriebssystems, der Flugleistungen und dem Ablauf der Abfangmission. Aus den gewonnenen Daten wird in einem iterativen Entwurfsprozess die optimale Konfiguration besimmmt und deren wichtigste Parameter ausgegeben. Im Anschluss wurden die für die Berechnung genutzten Modellierungen des Antriebs gegen reale Messdaten validiert. Als letztes wurde die Auslegungssoftware für drei potentielle Intruder-Drohnen ausgeführt und die gewonnenen Ergebnisse verglichen.

5.2. Ausblick

Abschließend soll noch ein Ausblick auf potentielle Folgeprojekte zur Verbesserung der Auslegungssoftware gegeben werden:

- Ergänzung der Antriebsdatenbanken mit Komponenten weiterer Hersteller zur Vergrößerung des Entwurfsraumes
- Ergänzung der Frame-Datenbank mit Produkten weiterer Hersteller zur Verbesserung der Regressionswerte <u>oder</u> Anlegen einer Frame-Datenbank
- Analyse der Hintergründe der Abweichungen der Antriebsmodellierung und Entwicklung eines verbesserten Modells
- Verbesserung der Widerstandsabschätzung zur genaueren Bestimmung der Flugleistungen

• Implementation einer Massen- und Widerstandsabschätzung unterschiedlicher Abfangsysteme zur Validierung der Rückschlüsse aus der Bewertungsmatrix

Literatur

- 1. STATISTA: Prognose des Bestandes an kommerziell und privat genutzten Drohnen in Deutschland in den Jahren 2019 bis 2025 [online]. 2021 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://de.statista.com/statistik/daten/studie/972642/umfrage/bestand-anprivat-und-kommerziell-genutzten-drohnen-in-deutschland/.
- DEUTSCHE FLUGSICHERUNG: Drohnen machen auch bei wenig Flugverkehr viel Ärger [online]. 2021 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.dfs.de/dfs_homepage/ de/Presse/Pressemitteilungen/2021/18.01.2021.-%20Drohnen%20machen%20auch% 20bei%20wenig%20Flugverkehr%20viel%20%C3%84rger/.
- 3. STATISTA: Behinderungen des Luftverkehrs durch zivile Drohnen in Deutschland in den Jahren 2015 bis 2020 [online]. 2021 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://de. statista.com/statistik/daten/studie/655281/umfrage/behinderungen-des-luftverkehrs-durch-zivile-drohnen-in-deutschland/.
- 4. ZEIT: Venezuela: Explosion während Rede von Präsident Maduro. *Die Zeit* [online]. 2018 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.zeit.de/politik/ausland/2018-08/venezuela-nicolas-maduro-anschlag-drohne-rede.
- 5. N-TV: Nach Attacke auf Ölraffinerie: Huthi-Rebellen drohen mit weiteren Angriffen. *n-tv NACHRICHTEN* [online]. 2019 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.n-tv.de/politik/Huthi-Rebellen-drohen-mit-weiteren-Angriffen-article21274779.html.
- 6. DRONEII: *Counter-Drone Market Size and Forecast 2020-2024* [online]. 2019 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://droneii.com/project/counter-drone-market-size-and-forecast-2019-2024.
- U-ROB GMBH: Multicoptertypen Vor- und Nachteile [online]. 2015 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://u-rob.com/wissensartikel/technik/multicoptertypen-vorund-nachteile/.
- 8. QUAN, Q.: *Introduction to Multicopter Design and Control*. Singapore und s.l.: Springer Singapore, 2017. ISBN 978-981-10-3381-0. Abger. unter DOI: 10.1007/978-981-10-3382-7.
- SCHULTE, K.: Der Propeller das unverstandene Wesen [online]. Hrsg. von K.L.S. PUBLIS-HING. 2007 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: http://klspublishing.de/ejourns/e-Journ%20Al-05%20Der%20Propeller%20das%20unverstandene%20Wesen.pdf.
- PRANDTL L.; Betz, A.: Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust. Nachrichten von der Königlichen Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen [online]. 1919, S. 193– 217 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://gdz.sub.uni-goettingen.de/id/ PPN252457811_1919.
- 11. RITA, A.: *Die Grundlagen der BLDC-Motoren* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.elettroamici.org/de/nozioni-di-base-sui-motori-bldc/.

- 12. GABRIEL, D. e. a.: Brushless DC motor characterisation and selection for a fixed wing UAV. In: *IEEE Africon '11*. IEEE, 2011, S. 1–6. ISBN 978-1-61284-992-8. Abger. unter DOI: 10.1109/AFRCON.2011.6072087.
- 13. O. A.: *EC-Motor* [online]. Hrsg. von WIKIPEDIA. 2012 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:EC-Motor.svg.
- 14. O. A.: *Brushless-Controller für Modellbaumotoren* [online]. Hrsg. von MIKROCONTROL-LER.NET. 2013 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.mikrocontroller.net/ articles/Brushless-Controller_f%C3%BCr_Modellbaumotoren.
- MENEZES, R.: Embedded thrust estimator design of a brushless direct current motor used in multi-rotor Unmanned aerial vehicle [online]. Twente: Robotics und Mechatronics, 2019 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://essay.utwente.nl/79850/1/Menezes_MA_ EEMCS.pdf. Masterarbeit. University of Twente.
- 16. HACKER, R.: Fragen aus der Praxis mit Elektro-Antrieben. *Flugmodell und Technik* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.hacker-motor.com/ daten/Hacker_Kolumne.pdf.
- THIELMANN, A. e. a.: Energiespeicher-Roadmap: Hochenergie-Batterien 2030+ und Perspektiven zukünftiger Batterietechnologien [online]. Hrsg. von FRAUNHOFER-INSTITUT FÜR SYSTEM- UND INNOVATIONSFORSCHUNG ISI. Karlsruhe, 2017 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.isi.fraunhofer.de/content/dam/isi/dokumente/cct/lib/ Energiespeicher-Roadmap-Dezember-2017.pdf.
- 18. DOOSAN MOBILITY: *DS30: A drone system optimized around achieving the best fuel cell powerpack performance* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.doosanmobility.com/en/products/drone-ds30/.
- 19. VDIV: Hybridantrieb für Drohnen verlängert Reichweite auf 160 Kilometer. *ingenieur.de* - *Jobbörse und Nachrichtenportal für Ingenieure* [online]. 2015 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.ingenieur.de/technik/fachbereiche/antriebstechnik/ hybridantrieb-fuer-drohnen-verlaengert-reichweite-160-kilometer/.
- 20. SIEGERT, F.: *Lithium Polymer Akku-Technologie: Eine Einführung* [online]. 2015 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.stefansliposhop.de/Lit-Akku-Techn-Einfuehrung(1).pdf.
- 21. FRSKY: *R9 Slim+ OTA* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.frsky-rc.com/product/r9-slim-ota/.
- 22. FRSKY: *Archer RS* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www. frsky-rc.com/product/archer-rs/.
- 23. ARDUPILOT: *Extended Kalman Filter (EKF)* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://ardupilot.org/copter/docs/common-apm-navigation-extended-kalman-filter-overview.html.
- 24. ARDUPILOT: *Telemetry (landing page)* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://ardupilot.org/copter/docs/common-telemetry-landingpage.html.

- 25. BRIESE, C.; GUENTHER, L.: Deep Learning with Semi-Synthetic Training Images for Detection of Non-Cooperative UAVs. In: *2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE, 2019. Abger. unter DOI: 10.1109/icuas.2019.8797731.
- 26. DLR: Drohnenabwehr Systemaufbau. Braunschweig, [o.D.].
- MIGUEL MOLINA B. ;Segarra Oña, M.: The Drone Sector in Europe. In: MIGUEL MO-LINA M.; Santamarina Campos, V. de (Hrsg.). *Ethics and Civil Drones*. Cham: Springer International Publishing, 2018, S. 7–33. SpringerBriefs in Law. ISBN 978-3-319-71087-7. Abger. unter DOI: 10.1007/978-3-319-71087-7.
- 28. DJI: *DJI Air 2S* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.dji. com/de/air-2s.
- 29. LUFTFAHRT-BUNDESAMT: *UAS-Betreiberregistrierung* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.lba.de/DE/Betrieb/Unbemannte_Luftfahrtsysteme/ UAS_Betreiberregistrierung/UAS_Betreiberregistrierung_node.html.
- STEINBERG, J.: Drones in America Must Now Be Registered. Here's What You Need to Know. *Inc* [online]. 2015 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.inc.com/ joseph-steinberg/drones-in-america-must-now-be-registered-here-is-what-you-needto-know.html.
- 31. DRONEII: *Drone Manufacturers Market Share USA* [online]. 2019 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://droneii.com/project/drone-manufacturers-market-shares-usa.
- 32. IDEALO GMBH: *Drohnen* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https: //www.idealo.de/preisvergleich/ProductCategory/28012.html.
- 33. DJI: *DJI* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.dji.com/de/.
- 34. DELFT DYNAMICS: *DroneCatcher* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://dronecatcher.nl/.
- 35. FORTEM TECHNOLOGIES: *DroneHunter: The World's Premier AI-enabled Interceptor Drone* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://fortemtech.com/ products/dronehunter/.
- BUTTERMAN, E.: Casting a Wide Net. American Society of Mechanical Engineers [online].
 2017 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.asme.org/topics-resources/ content/casting-a-wide-net.
- 37. THEISS UAV SOLUTIONS: *Excipio Aerial Netting System* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: http://www.theissuav.com/counter-uas.
- 38. O. A.: Tokyo metro police to use nets to snare suspicious craft. *Nikkei Asia* [online]. 2015 [besucht am 2021-06-27]. Abger. unter: https://asia.nikkei.com/Politics-Economy/Policy-Politics/Tokyo-metro-police-to-use-nets-to-snare-suspicious-craft.
- KOREA ADVANCED INSTITUTE OF SCIENCE AND TECHNOLOGY: Drone Capture [online]. 2017 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.youtube.com/watch? v=tioWbDS5Zm8.

- 40. LUFKIN, B.: The Anti-Drone Drone. *Scientific American* [online]. 2015, Jg. 312, Nr. 5, S. 21 [besucht am 2021-05-03]. ISSN 0036-8733. Abger. unter DOI: 10.1038/scientificamerican0515-21b.
- 41. DROGONE: *Autonomous Counter Drone Systems* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://drogone.ethz.ch/.
- 42. GARCIA, M. e. a.: Autonomous drone with ability to track and capture an aerial target. In: 2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE, 2020, S. 32–40. ISBN 978-1-7281-4278-4. Abger. unter DOI: 10.1109/ICUAS48674.2020.9213883.
- 43. O. A.: Russia set to patent net-catching interceptor drone. *TASS* [online]. 2020 [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://tass.com/defense/1232579.
- 44. KOLLER ENGINEERING: *NetGun Netzkanone* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.koller.engineering/produkt/netgun-netzkanone/.
- 45. MYBOTSHOP UG: *Interbotix ViperX 300* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.mybotshop.de/Interbotix-ViperX-300.
- 46. ACCREA ENGINEERING: *Robotic arm ARIA* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: http://engineering.accrea.com/robotic-arm-aria/.
- 47. STEFANS LIPO SHOP GMBH: *SLS Quantum* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.stefansliposhop.de/akkus/sls-quantum:::173_166.html.
- 48. INDUSTRY RESEARCH: *Global Electric Motors for Drones Market Research Report 2021* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://www.industryresearch. biz/global-electric-motors-for-drones-market-17312870.
- 49. T-MOTOR: *About Us* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://uaven.tmotor.com/html/Company/AboutUs/.
- 50. THE MATHWORKS INC.: *atmosisa* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://de.mathworks.com/help/aerotbx/ug/atmosisa.html.
- 51. INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION: *Standard Atmosphere* [online]. 1975 [besucht am 2021-05-03]. Nr. ISO 2533:1975. Abger. unter: https://www.iso. org/standard/7472.html.
- 52. THE MATHWORKS INC.: *fsolve* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://de.mathworks.com/help/optim/ug/fsolve.html.
- 53. THE MATHWORKS INC.: *fmincon* [online]. [o.D.] [besucht am 2021-05-03]. Abger. unter: https://de.mathworks.com/help/optim/ug/fmincon.html.

Anhang

A. Massenabschätzung des Frame

Die Datenbasis wurde von den Herstellern DJI [Quelle], Holybro [Quelle], Artcopter [Quelle] und Tarot [Quelle] zusammengestellt.

Name	Тур	Durchmesser [mm]	Armdicke [mm]	Gesamtgewicht [g]
Holybro X500	Quad	470	n.A.	500
Tarot 650 Sport	Quad	650	16	750
Tarot XS690 TL69A01	Quad	690	16	675
Artcopter Raptor TF Quad 25E	Quad	870	25	1995
Tarot X4	Quad	960	25	1600
Artcopter Raptor GF Quad 30E	Quad	990	30	2540
Tarot Iron Man FY650	Hexa	650	16	480
Tarot Iron Man FY690S	Hexa	685	16	700
Tarot Iron Man 680 Pro	Hexa	695	16	780
Tarot T810 Sport	Hexa	810	25	1700
Tarot X6	Hexa	960	25	2300
Artcopter Raptor GF Hexa 30E	Hexa	1165	30	3440
Tarot Iron Man 1000	Octo	1020	n.A.	1600
DJI Spreading Wings S1000+	Octo	1045	n.A.	1520
Tarot T15	Octo	1100	n.A.	1950
Tarot X8 Pro	Octo	1125	n.A.	2800

Tab. A.1.: Datenbasis für die Massenabschätzung des Frame

Aus diesen Daten wurden die polynomiale Regressionen aus Abbildung A.1, A.2 und A.3 gewonnen. Es ist darauf hinzuweisen, dass die Datenbasis für Octocopter nur einen geringen Bereich an Frame-Durchmessern abdeckt und daher die Abschätzung nicht sehr präzise ist.



Abb. A.1.: Regression für Quadcopter



Abb. A.2.: Regression für Hexacopter



Abb. A.3.: Regression für Octocopter