



Technische
Universität
Braunschweig

Institut für
Flugführung



Bachelorarbeit

Flugmechanische Untersuchung zum effizienten Aufstieg in die untere Stratosphäre mit elektrischen, propellergetriebenen Fluggeräten

Lucas Schreer

21. Februar 2019

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Peter Hecker

Betreuer: Yannic Beyer, M. Sc.

Technische Universität Braunschweig
Institut für Flugführung
Hermann-Blenk-Str. 27
D-38108 Braunschweig

Seiten: 84
Abbildungen: 17
Tabellen: 8



Bachelorarbeit

für

Herrn Lucas Schreer

Matrikelnummer: 4698027

Flugmechanische Untersuchung zum effizienten Aufstieg in die untere Stratosphäre mit elektrischen, propellergetriebenen Fluggeräten

Hintergrund

Im Rahmen des kürzlich gestarteten Projekts AEROMET_UAV soll ein Flugsystem für die Atmosphärenforschung entwickelt werden, welches in der Lage ist, eine meteorologische Nutzlast auf 10 km oder sogar 15 km Höhe zu bekommen. Es werden Alternativen für Wetterballons gesucht, da diese nicht steuerbar sind und durch Winde einer starken Abdrift unterliegen. Durch im Internet kursierende Videos, welche den Aufstieg mit Quadrocoptern mit einer Gesamtmasse von 1 kg auf 10 km Höhe zeigen, werden in dem Projekt auch elektrische, propellergetriebene Fluggeräte diskutiert.

Ziel der Arbeit / Aufgabenstellung

Nach einer Literaturrecherche zur Analyse der Flugleistungen elektrischer, propellergetriebener Fluggeräte soll ein geeignetes Tool für die Analyse der Flugleistungen ausgewählt und ggf. erweitert werden. Die Auswahl und Erweiterung des Tools soll nach Kriterien der Validität – in der Regel basierend auf Datenbanken – erfolgen.

Mit dem Tool sollen die im Internet kursierenden Daten zum Aufstieg mit einem 1 kg schweren Quadrocopter auf 10 km Höhe überprüft und diskutiert werden.

Durch Untersuchungen mit dem Tool sollen wichtige Parameter des Fluggerätes zur Erfüllung der Mission identifiziert werden. Der hierfür betrachtete Lösungsraum soll möglichst vielfältige Konzepte für Antrieb und Fluggerät enthalten. Schließlich sollen die Parameter so optimiert werden, dass das Fluggerät seine Mission möglichst effizient erfüllt.

Folgende Teilaufgaben sind zu bearbeiten:

- Literaturrecherche zur Analyse der Flugleistungen elektrischer, propellergetriebener Fluggeräte,
- Auswahl und ggf. Erweiterung eines für die Analyse der Flugleistungen geeigneten Tools mit möglichst validen Daten,
- Überprüfung und Diskussion der in [1] angegebenen Flugleistungen mit dem Tool,
- Optimierung eines Fluggeräts zur Erfüllung der Mission mit dem Tool durch Variation geeigneter Parameter,

- Diskussion der Ergebnisse.

Literaturhinweise

- [1] Anderson, C. (DIY Drones), Blouin, C., "10 km high flight with a 1kg quadcopter", Website, URL: <https://diydrones.com/profiles/blogs/10-km-high-flight-with-a-1kg-quadcopter> [abgerufen am 15.10.2018], 2018.
- [2] Scheiderer, J., „Angewandte Flugleistung: Eine Einführung in die operationelle Flugleistung vom Start bis zur Landung“, Springer, 2008.
- [3] Brüning, G., Hafer, X., Sachs, G., „Flugleistungen: Grundlagen, Flugzustände, Flugabschnitte, Aufgaben und Lösungen“, Springer, 1993.
- [4] Yedamale, P., „Brushless DC (BLDC) motor fundamentals“, Microchip Technology Inc, 2003.

Dauer

Die maximale Bearbeitungszeit beträgt 3 Monate.

Sonstige Regelungen:

1. Die Arbeit ist in Absprache mit dem Betreuer durchzuführen. Die Arbeit oder Teile daraus dürfen ohne Rücksprache mit dem Institut nicht veröffentlicht oder an Dritte weitergegeben werden.
2. Es sind die „Richtlinien und Hinweise für die Anfertigung von Studien-, Diplom-, Bachelor- und Masterarbeiten“ des Instituts für Flugführung der TU Braunschweig zu beachten
3. Soweit Geräte und Versuchseinrichtungen des Instituts für Flugführung genutzt werden müssen, dürfen diese nur innerhalb der Dienstzeit oder ausnahmsweise auch darüber hinaus nach Rücksprache und Genehmigung durch den Betreuer genutzt werden. In jedem Fall muss aber aus Sicherheitsgründen mindestens eine weitere Person in Sicht- oder Rufweite sein. Den Sicherheitsanweisungen des verantwortlichen Personals ist unbedingt Folge zu leisten.
4. Der Studierende trägt für vollständige Einhaltung der Prüfungs- bzw. Studienordnung selbst Sorge, er hat den Betreuer die entsprechenden Informationen zu Beginn der Arbeit mitzuteilen.

Betreuung

Yannic Beyer, M.Sc. / Alexander Peuker, M.Sc.

(Prof. Dr.-Ing. P. Hecker)

Ausgabe:

Abgabe:

Todo list

Einleitung schreiben	1
Wie hoch können Ballone fliegen und warum ist das für den Anschluss wichtig	1
Quellen	1
Kontrolliere das nochmal	2
Was wolltest du hier haben?	2
Yannic meint, dass fast alle Quellen passen, finde die nicht passenden	3
hier noch ein paar einleitende Sätze	4
genauere Programmbeschreibung	4
Beschreibe in Blöcken den Ablauf des Programms	7
Herleitung von der unteren Gleichung genauer aufschreiben	13
Quelle für APC angeben	14
Berechnung der Blattspitzengeschwindigkeit	14
fucking source is missing, Kennfelder	14
Propellerwirkungsgrad einfügen	15
Quelle für AXI Datenbank	16
Quelle für die Energiedichte von LI-Ion Batterien heraussuchen	17
hier noch angeben wie sich die nominelle Batteriespannung aus einer 4s3p Batterie unter anderem berechnet.	17

Fehlen hier Parameter der Normzelle	17
Quelle für Elektromodellflug	19
Quelle Elektromodellflug	19
Abweichungen von der Origzelle verdeutlichen	20
Schau dir hier nochmal die Indizes an	21
Motorquelle	27
Quelle Propeller	28
genauer, Throttle limit	32

Eidesstattliche Erklärung

Ich erkläre hiermit an Eides Statt, dass ich die nachfolgende Arbeit selbständig und nur unter Zuhilfenahme der angegebenen Literatur angefertigt habe.

Datum, Unterschrift

Übersicht

Inhaltsverzeichnis

Todo list	IV
Abbildungsverzeichnis	X
Tabellenverzeichnis	XII
Nomenklatur	XIII
1. Einleitung	1
1.1. Einleitung	1
1.2. Motivation	1
1.3. Stand der Technik	1
1.4. Ziel der Arbeit	3
2. Programmbeschreibung	4
2.1. Aufbau des Programms	4
2.2. Flugleistungsberechnung	7
2.2.1. Fluggerät	7
2.2.2. Missionsparameter	7
2.2.3. Umgebungsparameter und Diskretisierung variabler Umgebungsparameter .	8
2.2.4. Schubberechnung	9
2.2.5. Propellerzustand	14
2.2.6. Motorzustand	16
2.2.7. Zustand der Motorregler	16
2.2.8. Batteriezustand	17
2.2.9. Batterie	18
2.2.10. Wirkungsgrad über das Gesamtsystem	21
2.2.11. Einhaltung leistungsbezogener Grenzen	22
2.3. Vernachlässigungen und Vereinfachungen	22
2.3.1. Einschränkungen	22
2.3.2. Vereinfachungen	23
3. Nachbildung des Quadrocopterflugs auf 10 km Höhe	27
3.1. Komponenten des Quadrocopters und Umgebungsbedingungen	27
3.2. Ergebnisse	29
3.3. Diskussion	31

4. Parameteruntersuchung	33
4.1. Einleitung und Vorgehensweise	33
4.2. Multicopter im Vergleich zu einem Flächenflugzeug	33
4.2.1. Vorgehensweise beim Vergleich	33
4.2.2. Erste Untersuchung	34
4.2.3. Einflussfaktoren auf das Flächenflugzeug	36
4.2.4. Ergebnisse des Vergleichs	42
4.3. Steiggeschwindigkeit	43
4.3.1. Ergebnis	43
4.3.2. Einfluss des Widerstands	43
4.3.3. Einfluss der Anzahl der Batteriezellen	46
4.3.4. Einfluss des maximalen Motorstroms	48
4.4. Massenverteilung	48
4.4.1. Ergebnisse	49
4.5. Größe und Anzahl der Propeller des Fluggerätes	51
4.5.1. Ergebnisse	53
4.5.2. Anzahl der Propeller	54
4.5.3. Ergebnisse	56
4.6. Verstellpropeller	57
4.6.1. Ergebnisse	59
4.6.2. Ergebnisse	59
4.7. Stufenloses Getriebe	60
4.7.1. Ergebnis	61
4.8. Randbedingungen des Aeromot_UAV-Projekts	62
5. Zusammenfassung und Ausblick	63
5.1. Zusammenfassung	63
5.2. Ausblick	63
6. Projektmanagement	64
6.1. Projektstrukturplan	65
6.2. Zeitplan	67
A. Anhang	82
A.1. Flächenflugzeug	82
A.2. Steiggeschwindigkeit	83
A.3. Batteriemasse	84

Abbildungsverzeichnis

2.1. Programmablauf	5
2.2. Ablaufstruktur der Flugleistungsberechnung	6
2.3. Kräftegleichgewicht am unbeschleunigten Multicopter unter Berücksichtigung aerodynamischer Kräfte (k^* ist eine beliebige Achse in der x_f, y_f -Ebene).	10
2.4. Typische Entladekurve für eine Li-Po-Batterie [16]	18
2.5. oben: Durchschnittliche Spannungsabweichungen der Normzelle von den Zellen aus der Batteriedatenbank in Abhängigkeit von der C-Rate, unten: Beispiel für die Spannungsabweichungen jeder Normzelle im Vergleich zur Originalzelle für eine C-Rate von 20 (PWM=0.8, eta_PWM=0.7, I_mot=8, n_Prop=4)	25
3.1. Die Restladung, die Drehzahl, der Batteriestrom und die PWM im Programm aufgetragen über der Höhe	30
4.1. Verlauf der Leistungsparameter über der Höhe für ein Flächenflugzeug mit den in Tabelle 4.2 definierten Parametern	35
4.2. Einfluss der Gleitzahl auf die Flugleistungen eines Flächenflugzeugs	39
4.3. Einfluss der Auslegungsgeschwindigkeit auf die Flugleistungen eines Flächenflugzeugs	41
4.4. Widerstandseinfluss auf die maximale erreichbare Höhe	45
4.5. Einfluss der Batteriezellenanzahl auf die maximale erreichbare Höhe	47
4.6. Abhängigkeit der maximalen Höhe von Batteriemasse anteilig an der Gesamtmasse ($m_{Mot} = 106 \text{ g}$, $K_V = 1390 \text{ RPM/V}$, $n_{Prop} = 4$, $Propeller = 10 \times 3$, $n_{Bat, cell} = 4$, $u_{Wg} = 10 \text{ m/s}$)	50
4.7. Einfluss der Größenveränderung auf die maximal erreichbare Höhe	53

4.8.	Einfluss der Propelleranzahl auf die maximal erreichbare Höhe ($m_{Mot} = 106 \text{ g}$, $K_V = 1390 \text{ RPM/V}$, $n_{Prop} = 4$, $Propeller = 10 \times 3$, $n_{Bat,cell} = 4$, $u_{Wg} = 10 \text{ m/s}$)	56
4.9.	Verstellpropeller	59
A.1.	Programmstruktur zur Ermittlung der optimalen Steiggeschwindigkeit	83
A.2.	genauere Untersuchung der Batteriemassenabhängigkeit ($m_{Mot} = 106 \text{ g}$, $K_V = 1390 \text{ RPM/V}$, $n_{Prop} = 4$, $Propeller = 10 \times 3$, $n_{Bat,cell} = 4$, $u_{Wg} = 10 \text{ m/s}$)	84

Tabellenverzeichnis

2.1. Umgebungsparameter	8
2.2. Parameter des Multicopters	9
2.3. Parameter des Flächenflugzeug	11
2.4. Diskretisierung des Bahnneigungswinkels	12
2.5. Propellerparameter für Schub, aerodynamische und technische Grenzen	14
2.6. Motorparameter für technische Grenzen	16
2.7. Batterieparameter zur Berechnung der verbleibenden Restladung sowie der technischen Grenzen	17
3.1. Motorparameter des Cobra C2206/ 30 1400 KV	27
3.2. Batterieparameter	28
3.3. Umgebungs- und Missionsparameter	29
4.1. wichtige Parameter des Flächenflugzeugs	34
4.2. wichtige Parameter des Flächenflugzeugs	62

Nomenklatur

1 Einleitung

1.1. Einleitung

Einleitung schreiben

1.2. Motivation

Im Rahmen des Forschungsprojektes AEROMET_UAV wird nach Alternativen für den Einsatz von Wetterballons zur Atmosphärenmessung geforscht. Wetterballons liefern seither wichtige Messdaten im Bereich der Wetter- und Klimamessung. Allerdings sind die Ballons den Umgebungseinflüssen wie Wind und Temperatur ausgesetzt. Die empfindlichen Außenhülle des Ballons erweist sich zudem als sehr anfällig gegenüber kleinen Beschädigungen, die ein vorzeitiges Platzen des Ballons verursachen können **Quellen anbringen**. Daher muss immer mit einer Abdrift und einem möglichen Fehlschlag der Mission gerechnet werden. Nicht zuletzt ist diese Art der Wetter- und Klimamessung wenig nachhaltig, da der Ballon bei jedem Einsatz unwiederbringlich zerstört wird. Dies erzeugt viele Kleinteile, die schwer wiederzufinden sind und somit eine Umweltbelastung darstellen. Ein weiterer Kostenfaktor entsteht durch den Verlust der zum Aufstieg benötigten Gase wie Wasserstoff oder Helium.

Wie hoch können Ballone fliegen und warum ist das für den Anschluss wichtig

Als eine erfolgversprechende Alternative erweisen sich sogenannte Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Der Vorteil der UAV's liegt vor allem in ihrer Robustheit, der Steuerbarkeit und der einfachen Bedienung. Im März des Jahres 2018 veröffentlichte Denis Koriakin ein Video [1], in dem er einen Steigflug eines 1 kg schweren Quadrocopters auf eine Höhe von 10 km zeigt.

1.3. Stand der Technik

Die Bedeutung von unbemannten Fluggeräten in Bereichen wie der Paketzustellung, dem Aufnehmen von Bildern und Videos oder dem Beobachten der Umgebung ist kontinuierlich am Wachsen

Quellen

. Dabei weicht das Flugverhalten der elektrisch angetriebenen, unbemannten Fluggeräte von den konventionell mit Gasturbinen oder Kolbenmotor betriebenen Fluggeräten ab, da sich die Masse nicht durch die Verbrennung von Kraftstoff verringert. Eine Leistungsabhängigkeit der Gasturbinen oder Verbrennungskraftmaschinen von der Luftdichte und somit der Höhe ist bei elektrischen Antrieben ebenfalls nicht gegeben. Außerdem wird die Wahl des Leistungsverhaltens und der Anforderungen an das Fluggerät stark durch die spezifische Auslegung dieser für konkrete Missionen beeinflusst. Dazu gibt es eine steigende Anzahl an Untersuchungen, die sich mit dem Leistungsverhalten und der optimalen Auslegung von elektrischen, propellergetriebenen Flugsystemen beschäftigen. In [7] wird mithilfe von Flugversuchen die Flugzeugpolare von Modellflugzeugen ermittelt. Mit dieser wird im Anschluss die Flugleistung quantifiziert. Wiederum in [8] wird ein anderer Ansatz gewählt. Hier werden entscheidende Leistungs- oder Geometrieparameter der Motoren, Propeller, verschiedener Rahmen und Batterien in Abhängigkeit der Masse gesetzt. In einer anschließenden Trade-Off Untersuchung wird für eine gegebene Mission das optimale Fluggerät entwickelt. Datenbanken von Herstellern verwenden auch diverse Online Tools [4, 5, 6]. Hier kann aus umfassenden Datenbanken oder durch manuelle Eingabe bekannter Daten das gewünschte Flugobjekt im Tool nachgebildet werden. Dazu werden das Flugobjekt generell, die Akkuzelle, der Motorregler, der Motor und der Propeller vom Anwender ausgewählt und spezifiziert. Anschließend berechnet das Programm Leistungsparameter, das gemeinsame Zusammenwirken aller Antriebskomponenten und schätzt erste Betriebsparameter ab

Kontrolliere das nochmal

. (... erste Auslegung ...)

Was wolltest du hier haben?

. Der Höheneinfluss auf das Leistungsverhalten wird in [11] behandelt und wieder anhand von Flugversuchen validiert. Diese Flugversuche wurden auf unterschiedlichen Höhenniveaus durchgeführt. Dabei verweilte das Flugobjekt jeweils pro Versuch auf einem anderen Niveau. Im Anschluss werden die gemessenen Daten im Hinblick auf einen höheren Leistungsverbrauch in größeren Flughöhen ausgewertet. Einen elektrotechnischen Ansatz zur Beschreibung und Berechnung des elektrischen Antriebssystems sowie eines Multicopters als Ganzes wird in [12, 14, 15] verwendet. Stepaniak bestimmt dabei unbekannte Konstanten aus seinem aufgestellten Modell mit Messdaten aus Flugversuchen. Es zeigt sich, dass zunehmend mehr Untersuchungen zur Optimierung von Multicopterentwürfen gemacht werden. Auch das Leistungsverhalten wird verstärkt mit Blick auf eine Optimierung betrachtet. Für einen Steigflug auf 10 km oder sogar 15 km sind noch keine ausreichenden Untersuchungen gemacht worden. Der Höheneinfluss wurde zwar untersucht, allerdings bestand das Missionsprofil aus einem Flug auf konstanter Höhe. Dies beinhaltet nicht die zusätzliche Leistung, die zum Steigen benötigt wird. Zudem fehlt bisher die Untersuchung des Einflusses verschiedener Parameter des Flugsystems auf das Steigvermögen oder die damit maximal

erreichbare Höhe. Die Online Tools erweisen sich als nützliche Hilfe, wenn es darum geht eine Vorabauslegung des gewünschten Flugsystems, v.a. des Antriebsstrangs, zu erstellen. Allerdings kann damit nicht das Flugverhalten an sich bestimmt werden. Weiterhin sind die zugrunde gelegten Modelle nicht einsehbar. Ein bisher unbestätigter Steigflug auf mehr als 10 km ist [1] in Russland im Mai 2018 gelungen.

Yannic meint, dass fast alle Quellen passen, finde die nicht passenden

1.4. Ziel der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist die Untersuchung der flugmechanischen Eigenschaften von elektrischen, propellergetriebenen Fluggeräten. Dazu wird ein Tool entwickelt, mit dem die Flugleistungen der UAVs berechnet werden können. Ziel des Fluggerätes soll es sein eine Flughöhe von 10 km oder sogar 15 km zu erreichen. Bezogen auf diese Mission soll ein Fluggerät gefunden und optimiert werden. Dazu wird anhand geeigneter Parameter und Variation dieser die bestmöglichen Konstellation der Komponenten des Fluggerätes ermittelt. Dies kann sowohl das Fluggerät an sich betreffen oder Missionsparameter z.B. die Steiggeschwindigkeit.

2 Programmbeschreibung

hier noch ein paar einleitende Sätze

- im folgenden wird das Programm beschrieben
- dabei wird zuerst auf die auf die Programmstruktur eingegangen und der Ablauf dargelegt.
- im Anschluss wird anhand des Ablaufes der mathematische Zusammenhang dargelegt und die Flugleistungsberechnung beschrieben
- Zum Schluss wird noch auf die einzuhaltenden Grenzen der Berechnung eingegangen sowie die getroffenen Einschränkungen und Vereinfachung dargelegt

2.1. Aufbau des Programms

Der Ablauf des MATLAB-Skriptes wird in Abb. 2.1 und der der Leistungsberechnung in Abb. ??

genauere Programmbeschreibung

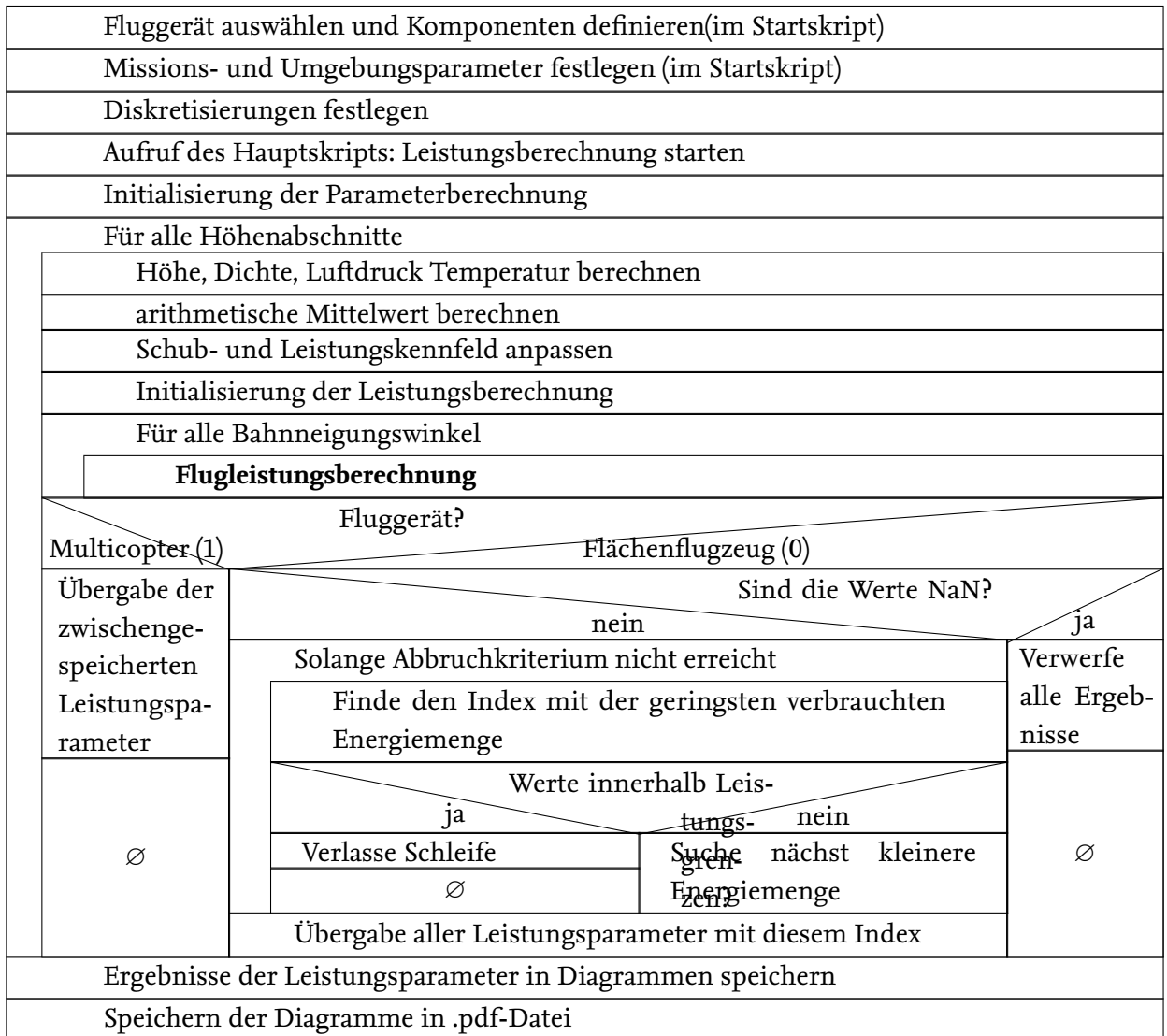


Abbildung 2.1.: Programmablauf

Das Programm beginnt mit der Festlegung, welches Fluggerät untersucht werden soll (Kap. 2.2.1). Anschließend werden alle Parameter des Fluggeräts, der Propeller, der Motoren, der Batterie sowie der Umgebung im Startskript (vgl. Parameter aus Kap. 2.2) definiert. Im Hauptskript wird nach der Berechnung sonstiger Parameter und der Initialisierung von Ergebnisvektoren innerhalb einer Schleife die Flughöhe schrittweise erhöht. Für jeden zusätzlichen Höhenschritt werden die Umgebungsbedingungen neu berechnet. Dies umfasst die Dichte, die Temperatur, den Druck und die Schallgeschwindigkeit (Vgl. Kap. ??). Wiederum werden Ergebnisvektoren übergeben. Innerhalb einer weiteren Schleife wird der Bahnneigungswinkel für das Flächenflugzeug variiert. Es folgt die Flugleistungsberechnung (Abb. 2.2).

Fluggerät?	
Multicopter (1)	Flächenflugzeug (0)
Berechne Gesamtmasse	Berechne Gesamtmasse
Flugzeit für Höhenschritt berechnen	Schub aus Bahnneigungswinkel und Auslegungspunkt berechnen
Solange Abbruchkriterium nicht erreicht	Flugzeit für Höhenschritt berechnen
Aerodynamik berechnen	
Schub berechnen	Ø
Schub auf Propeller verteilen	
Schub zu groß?	
ja	nein
Ergebnis verwerfen (NaN)	Drehzahl und Drehmoment aus Propellerkennfeld interpolieren
	Motorzustand berechnen
Ø	Zustand der Motorregler berechnen
	Zustand der Batterie neu berechnen
	Gesamtwirkungsgrad berechnen
Werden Grenzen überschritten?	
ja	nein
Ergebnis verwerfen (NaN)	Ergebnis beibehalten
Fluggerät?	
Multicopter (1)	Flächenflugzeug (0)
break	Speichern der aufgebrauchten Energiemenge
Ø	

Abbildung 2.2.: Ablaufstruktur der Flugleistungsberechnung

Die Flugleistungsberechnung ist umgekehrt zu einem realen Fluggerät aufgebaut. Die Flugleistungsberechnung startet mit der Ermittlung des benötigten Schubes für eine vorgegebene Flugeschwindigkeit innerhalb eines aerodynamischen Modells. Je nachdem welches Fluggerät untersucht wird, unterscheiden sich aerodynamischen Modell für einen Multicopter (Kap. 2.2.4) oder für ein Flächenflugzeug (Kap. 2.2.4).

Mit diesem wird der Propellerzustand aus einem Propellerkennfeld, genauer die Drehzahl und das Drehmoment, ermittelt (Kap. 2.2.5).

Über die Propellerdrehzahl und -drehmoment errechnet sich der Motorstrom und die Motorspannung, die den Motorzustand bestimmen (Kap. 2.2.6).

Die Motorzustandsgrößen legen wiederum zum einen die Pulsweitenmodulation und den Wirkungsgrad des Reglers fest (Kap. 2.2.7) und zum anderen fließen sie mit diesen Werten in die Berechnung

der Batterierestladung ein (Kap. 2.2.8).

Im Anschluss an die Flugleistungsberechnung erfolgt die Kontrolle, ob alle errechneten Größen sich innerhalb der Flugenvelope befinden (Kap. 2.2.11). Ist dies der Fall werden die Ergebnisse beibehalten, ansonsten werden sie verworfen. Nach dem Durchlaufen der Iteration über den Bahnneigungswinkel (für einen Multicopter endet diese bereits nach der 1. Iteration, weil der Bahnneigungswinkel mit festgelegten 90° keiner Iteration bedarf) folgt die Auswahl des optimalen Bahnneigungswinkel für das Flächenflugzeug anhand der minimalen aufgebrauchten Energie für den jeweiligen Höhenschritt. Zuletzt werden die Ergebnisse in Diagrammen visualisiert.

Beschreibe in Blöcken den Ablauf des Programms

2.2. Flugleistungsberechnung

Die Leistungsberechnung ist umgekehrt zu einem realen Fluggerät aufgebaut. Zusammengenommen handelt es sich nach dem in Kap. 2.1 beschriebenen Ablauf um ein statisches Modell. Dies steht dem realen, dynamischen Verhalten eines Fluggeräts gegenüber. Bei diesem wird über eine Schubhebelstellung die konstante Spannung der Batterie für den Motor moduliert und mit dem Batteriestrom im Motor in eine Leistung umgesetzt, welche den Propeller antreibt. Das Resultat ist der Schub vom Propeller und damit eine Fluggeschwindigkeit. Die folgende Flugleistungsberechnung ist äquivalent zum Ablauf innerhalb des Programms (Vgl. Kap. 2.1) dargestellt.

Bei der Auslegung des Fluggeräts werden nicht nur Multicopter betrachtet sondern auch Flächenflugzeuge, sogenannte fixed wing UAVs. Aus diesem Grund sind die Parameter der Propeller, der Motoren, der Batterie und die Umgebungsparameter allgemein für beide Arten der UAVs festgelegt. Anschließend werden die Parameter des Multicopters oder des Flächenflugzeugs zur Charakterisierung dieser bestimmt, je nachdem, welches Fluggerät untersucht werden soll. Im Anschluss werden die Formeln der Leistungsberechnung dargestellt.

2.2.1. Fluggerät

Zu Beginn der Mission muss das Flugsystem festgelegt werden, da die Berechnung der Aerodynamik entscheidend vom Flugsystem abhängig ist. Die Abfrage erfolgt mit der Variablen `Abfrage_Flugsystem`. Diese kann die Werte 1 für einen Multicopter oder 0 für ein Flächenflugzeug annehmen.

2.2.2. Missionsparameter

Innerhalb der Flugparameter kann die Nutzlast `m_Nutz` des Fluggerätes bestimmt werden. Diese Masse fließt mit der Masse des Fluggerätes, der der Motoren sowie der der Batterie in die Gesamtmasse mit ein. Im Rahmen des Projektes AEROMET UAV ist die Nutzlast auf 250 g festgelegt.

2.2.3. Umgebungsparameter und Diskretisierung variabler Umgebungsparameter

Für Leistungsuntersuchung wird die Internationale Standardatmosphäre vorausgesetzt. Die Erdbeschleunigung und der Adiabatenexponent werden als konstant über der Höhe angenommen (siehe Tab. 2.1). Mit Startwerten für die Höhe, die Temperatur, die Dichte und des Luftdrucks werden die Abflugbedingungen am Abflugort spezifiziert. Die Schrittweite der Höhe legt die Genauigkeit der Höhendiskretisierung fest. Die letzten drei Zustandsgrößen stellen wichtige Größen für den Übergang von der Troposphäre in die Stratosphäre dar, die für eine veränderte Berechnung von Temperatur, Dichte und Druck benötigt werden. (Vgl. Gleichung 2.6 und 2.7)

Tabelle 2.1.: Umgebungsparameter

Parameter	Variablenname	Einheit
Erdbeschleunigung g	g	$9,81 \text{ m/s}^2$
Starthöhe H_0	H_0	m
Schrittweite der Höhe ΔH	ΔH	m
maximale Höhe H_{max}	H_{max}	m
Umgebungstemperatur am Start T_0	T_0	K
Luftdruck am Start p_0	p_0	N/m^2
Dichte am Start ρ_0	ρ_0	kg/m^3
Adiabatenexponent κ	κ	$1,4$
Windgeschwindigkeit u_{wg}	u_{wg}	m/s
Schallgeschwindigkeit a	a	m/s
Temperatur in 11 km Höhe	T_{11}	$T_{11} = T_0 - 0,0065 \cdot (11000 - H_0)$
Dichte in 11 km Höhe	ρ_{11}	$\rho_{11} = \rho_0 \cdot \left(1 - 0,0065 \cdot \frac{11000 - H_0}{T_0}\right)^{4,256}$
Druck in 11 km Höhe	p_{11}	$p_{11} = p_0 \cdot \left(1 - 0,0065 \cdot \frac{11000 - H_0}{T_0}\right)^{5,256}$

Nach der der Internationalen Standardatmosphäre ist der Temperaturkoeffizient bis zur Tropopause in 11 km Höhe

$$\frac{dT}{dH} = -0,0065 \frac{K}{m} \quad (2.1)$$

und danach in der unteren Stratosphäre bis zu einer Höhe von 20 km

$$\frac{dT}{dH} = 0. \quad (2.2)$$

Entsprechend kann der Verlauf der Temperatur, des Druckes und der Dichte von einer Höhe ab 0 m bis zur Tropopause mit

$$T_{0-11} = T_0 - \frac{dT}{dH} \cdot H, \quad (2.3)$$

$$p_{0-11} = p_0 \cdot \left[1 - 0,0065 \frac{K}{m} \cdot \frac{H}{T_0}\right]^{5,256}, \quad (2.4)$$

$$\rho_{0-11} = \rho_0 \cdot \left[1 - \frac{dT}{dH} \cdot \frac{H}{T_0}\right]^{4,256} \quad (2.5)$$

beschrieben werden. Ab 11 km ist der Verlauf von Druck und Dichte durch die Gleichungen

$$p = p_{11} \cdot e^{\frac{g}{R \cdot T_{11}} \cdot (H - H_{11})}, \quad (2.6)$$

$$\rho = \rho_{11} \cdot e^{\frac{g}{R \cdot T_{11}} \cdot (H - H_{11})} \quad (2.7)$$

gegeben. Letztendlich ergibt sich die Schallgeschwindigkeit aus

$$a = \text{sqrt}(\kappa \cdot R \cdot T). \quad (2.8)$$

Um den Einfluss der Flughöhe in der Leistungsberechnung festzuhalten, werden für jedes Höhenintervall die Umgebungsparameter an den oberen und unteren Intervallgrenzen berechnet. Durch Bildung des arithmetischen Mittelwertes ergeben sich daraus durchschnittliche Parameter für den jeweiligen Höhenabschnitt.

2.2.4. Schubberechnung

Multicopter

Die Parameter für den Multicopter sind in Tab. 2.2 aufgeführt. Die Leermasse fließt mit in die Gesamtmasse mit ein und wird für die Berechnung des Schubs und weiterer Parameter benötigt. Die Beiwerte sind reine Schätzwerte. Für die nachfolgenden Berechnungen ist nur die obere Stirnfläche von Bedeutung, da sich auf diese die Beiwerte als Referenzfläche beziehen. Die Propeller bleiben bei den Stirnflächen unberücksichtigt.

Tabelle 2.2.: Parameter des Multicopters

Parameter	Variablenname	Einheit
Leermasse des Multicopters m_{Copter}	<code>m_copter</code>	kg
Obere Stirnfläche $A_{\text{copter,oben}}$	<code>A_copter</code>	m^2
seitliche Stirnfläche $A_{\text{copter,seitlich}}$	<code>A_copter_seitlich</code>	m^2
Oberer Widerstandsbeiwert $c_{W,\text{copter,oben}}$	<code>c_W_copter_oben</code>	—
Seitlicher Widerstandsbeiwert $c_{W,\text{copter,seitlich}}$	<code>c_W_copter_seitlich</code>	—
Maximaler Auftriebsbeiwert $c_{A,\text{copter,max}}$	<code>c_A_copter_max</code>	—

Der Schub des Multicopters setzt sich zusammen aus dem zu kompensierenden Gewicht und dem Luftwiderstand durch eine Fluggeschwindigkeit. Dazu kommt noch indirekt der ebenfalls zu kompensierende Seitenwind. Innerhalb eines iterativen, aerodynamischen Modells wird der Schub berechnet. Hierbei sind der Auftriebs- und Widerstandsbeiwert Funktionen des modifizierten Anstellwinkels α_M (der Schiebewinkel gibt lediglich die Himmelsrichtung der resultierenden Kraft an, welche in diesem Bericht keine Rolle spielt). Die Idee des Aerodynamischen Modells entstammt

aus [Beyer,Y.2016b](#). Die Gesamtmasse des Multicopters setzt sich aus der Masse des Rahmens, der Masse der Batterie, der Masse der Motoren und der Nutzlast

$$m = m_{\text{copter}} + m_{\text{Bat}} + m_{\text{Mot}} \cdot n_{\text{Prop}} + m_{\text{Nutz}} \quad (2.9)$$

zusammen. Die absolute Fluggeschwindigkeit setzt sich zusammen aus Seitenwindgeschwindigkeit und Bahngeschwindigkeit

$$V_A = \sqrt{(u_{Kg} + u_{Wg})^2 + w_{Kg}^2} \quad (2.10)$$

mit

$$\begin{pmatrix} u_{Kg} \\ w_{Kg} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{pmatrix} \cdot V_{Kg}. \quad (2.11)$$

Die am Multicopter angreifenden Kräfte werden in Abb.2.3 dargestellt.

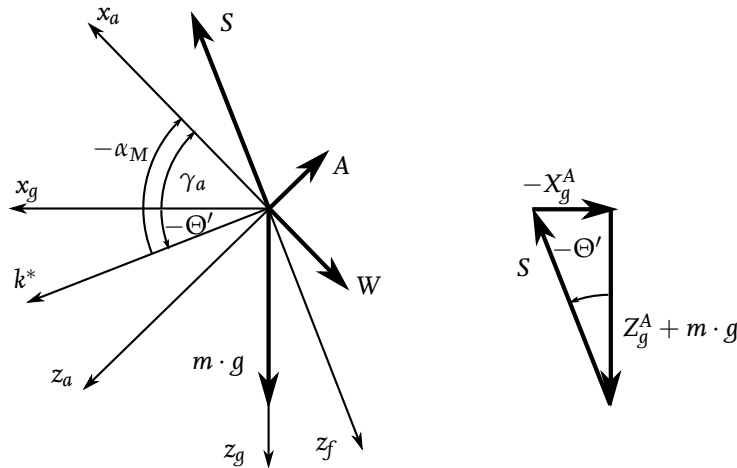


Abbildung 2.3.: Kräftegleichgewicht am unbeschleunigten Multicopter unter Berücksichtigung aerodynamischer Kräfte (k^* ist eine beliebige Achse in der x_f, y_f -Ebene).

Für die spätere Koordinatentransformation wird der Windanstellwinkel

$$\gamma_a = \arctan \left(\frac{-w_{Kg}}{u_{Kg} + u_{Wg}} \right) \quad (2.12)$$

berechnet. Die iterative Berechnung des modifizierten Anstellwinkels

$$\alpha_M = \Theta' - \gamma_a \quad (2.13)$$

beginnt mit dem Startwert für den Steigungswinkel $\Theta'_0 = 0$.

Im Anschluss werden die aerodynamischen Beiwerte

$$c_W = \frac{c_{W,\text{copter,oben}} - c_{W,\text{copter,seitlich}}}{2} \cdot \cos(2 \cdot \alpha_M) + \frac{c_{W,\text{copter,oben}} + c_{W,\text{copter,seitlich}}}{2} \quad (2.14)$$

und

$$c_A = c_{A,\text{max}} \cdot \sin(2 \cdot \alpha_M) \quad (2.15)$$

berechnet. Auf diese folgt die Berechnung der aerodynamischen Kräfte

$$W = c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A_{\text{copter,oben}} \cdot V_A^2 \quad (2.16)$$

$$A = c_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A_{\text{copter,oben}} \cdot V_A^2 \quad (2.17)$$

Die aerodynamischen Kräfte werden dann vom aerodynamischen Koordinatensystem in das geodätische Koordinatensystem transformiert:

$$\begin{pmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{pmatrix}_g = \begin{pmatrix} \cos \gamma_a & 0 & -\sin \gamma_a \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma_a & 0 & \cos \gamma_a \end{pmatrix}^T \cdot \begin{pmatrix} -W \\ 0 \\ -A \end{pmatrix}_a = \begin{pmatrix} -W \cdot \cos \gamma_a - A \cdot \sin \gamma_a \\ 0 \\ W \cdot \sin \gamma_a - A \cdot \cos \gamma_a \end{pmatrix}_g \quad (2.18)$$

Der Neigungswinkel kann aus dem Kräftegleichgewicht

$$\Theta'_i = -\arctan\left(\frac{-X_g^A}{Z_g^A + m \cdot g}\right), \quad i = 1, 2, 3, \dots \quad (2.19)$$

neu berechnet werden und geht als Startwert in den nächsten Iterationsschritt ein. Die Iteration erfolgt solange bis das Abbruchkriterium

$$\Delta\Theta' = \Theta_i - \Theta_{i-1} \stackrel{!}{<} 0,001^\circ \quad (2.20)$$

erfüllt wird. Ist das Abbruchkriterium erreicht, kann der erforderliche Schub mit dem Satz des Pythagoras aus den Kraftanteilen in x_g - und z_g -Richtung

$$S = \sqrt{X_g^2 + (Z_g^A + m \cdot g)^2} \quad (2.21)$$

bestimmt werden. Für den Fall, dass der errechnete Schub größer als der zur Verfügung stehende Schub ist, wird das Ergebnis verworfen und als NaN (Not a Number) gespeichert.

Flächenflugzeug

Mit der Leermasse wird analog zum Multicopter der Schub berechnet (Vgl. Tab. 2.4). Der zweite Parameter wird zur Bestimmung des aktuellen Flugzustandes benötigt. Dieser ergibt sich aus einem Auslegungszustand mit vorgegebener Gleitzahl E^* und Geschwindigkeit V^* in Bodennähe. Die Bodennähe und die Höhe sind entsprechend durch die Dichte charakterisiert.

Tabelle 2.3.: Parameter des Flächenflugzeug

Parameter	Variablenname	Einheit
Leermasse des Flächenflugzeug m_{Flugzeug}	m_Flugzeug	kg
Gleitzahl E	E	—
Auslegungsgleitzahl E^*	E_stern	—
Auslegungsgeschwindigkeit V^*	V_stern	m/s
Auslegungshöhe ρ^*	rho_stern	1,225 kg/m ³

Zusätzlich wird noch der Bahnneigungswinkel γ für jeden Höhenschritt diskretisiert. Dabei sollte die Schrittweite so klein wie nötig gewählt werden, um die Genauigkeit zu maximieren und so groß wie möglich, um die Rechendauer akzeptabel gering zu halten. Der Maximalwert entspricht in diesem Fall einem senkrechten Steigflug.

Tabelle 2.4.: Diskretisierung des Bahnneigungswinkels

Parameter	Variablenname	Einheit
Kleinsten Bahnneigungswinkel γ_{min}	gamma_min	1 °
Schrittweite des Bahnneigungsw. $\Delta\gamma$	gamma_Delta	1 °
Größter Bahnneigungswinkel γ_{max}	gamma_max	90 °

Der Schub für ein Flächenflugzeug berechnet sich aus der Kompensation des Widerstandes und des Anteils der zu kompensierenden Gewichtskraft. Analog zum Multicopter setzt sich die Gesamtmasse des Flächenflugzeugs aus der Summe aller Komponenten zusammen

$$m = m_{\text{Flugzeug}} + m_{\text{Bat}} + m_{\text{Mot}} \cdot n_{\text{Prop}} + m_{\text{Nutz}}. \quad (2.22)$$

Alle Flugzustände eines Flächenflugzeuges können mit den Grundgleichungen der symmetrischen Flugbahn beschrieben werden. Diese Bewegungsgleichungen [2, S.77] sind

$$m \cdot \dot{V} = -W + F \cdot \cos(\alpha + \sigma) - m \cdot g \cdot \sin \gamma, \quad (2.23)$$

$$-m \cdot V \cdot \dot{\gamma} = -A - F \cdot \sin(\alpha + \sigma) + m \cdot g \cdot \cos \gamma, \quad (2.24)$$

$$V \cdot \sin \gamma = \dot{H}. \quad (2.25)$$

Für einen stationäre Flug, der im weiteren ausschließlich betrachtet werden soll, gilt $\dot{V} = 0$ und $\dot{\gamma} = 0$. Außerdem ist der Winkel $\alpha + \sigma$ klein, sodass sich mit hinreichender Genauigkeit die Gleichungen 2.23 und 2.24 zu

$$F = W + \sin \gamma \cdot G, \quad (2.26)$$

und

$$A = m \cdot g \cdot \cos \gamma \quad (2.27)$$

vereinfachen. Der Auslegungspunkt (mit * gekennzeichnet) des Flächenflugzeugs ist ein Horizontalflug ($\gamma^* = 0$) in Bodennähe bei maximaler Gleitzahl E^* und Geschwindigkeit V^* . Die vereinfachte Auftriebsgleichung 2.27 vereinfacht sich damit zu

$$A^* = m \cdot g. \quad (2.28)$$

Über die Definition der Gleitzahl [2, S.49]

$$E = \frac{A}{W} \quad (2.29)$$

berechnet sich der Widerstand mit

$$W^* = \frac{A^*}{E^*}. \quad (2.30)$$

Unter Annahme eines Fluges im optimalen Operationspunkt, i.e. bei Auslegungsgleitzahl, ist der Nullwiderstand genau die Hälfte des Gesamtwiderstandes [2, S.82-S.83]

$$W_0^* = 0,5 \cdot W^*. \quad (2.31)$$

Es wird vorausgesetzt, dass für jeden Bahnneigungswinkel γ der Auftriebsbeiwert und folglich der Anstellwinkel konstant bleibt. Dies setzt voraus, dass sich mit ändernder Höhe die Dichte und die Geschwindigkeit ändert, um die obige Voraussetzung zu gewährleisten. Dadurch verringert sich die Geschwindigkeit

Herleitung von der unteren Gleichung genauer aufschreiben

$$V = V^* \cdot \sqrt{\cos \gamma \cdot \frac{\rho^*}{\rho}} \quad (2.32)$$

mit einer Vergrößerung der Flughöhe und des Steigwinkels. Mit dem Staudruck kann der Nullwiderstand

$$W_0 = W_0^* \cdot \frac{V^2 \cdot \rho / 2}{V^{*2} \cdot \rho^* / 2} \quad (2.33)$$

skaliert werden. Analog zur Berechnung des Widerstandes im Auslegungszustand errechnet sich der Widerstand im aktuellen Betriebspunkt, mit welchem der Flugzustand abgeschätzt werden kann. Dies geschieht nach folgendem Schema

$$\text{Flugzustand_Flächenflugzeug} = \begin{cases} \text{zulässig} & , \text{ wenn } W > 2 \cdot W_0 \\ \text{Grauzone} & , \text{ wenn } W_0 < W < 2 \cdot W_0 \\ \text{vertikaler Steigflug} & , \text{ wenn } W < W_0 \end{cases} \quad (2.34)$$

Die Theorie gilt nur für den Bereich kleiner Bahnneigungswinkel. Mit der Variablen `Flugzustand_Flächenflugzeug` wird das Einhalten der Theorie überprüft. Der Fall, dass $W < W_0$ beträgt, ist ein Flugzustand, der die Theorie entscheidend verletzt und daher nicht zulässig ist. Ein Flug mit einem Widerstand kleiner als W_0 ist physikalisch unmöglich. Letztlich ergibt sich der Schub aus Gleichung 2.27 und 2.26

$$F = m \cdot g \cdot \left(\frac{1}{E} \cdot \cos \gamma + \sin \gamma \right) \quad (2.35)$$

mit dem Gewicht und Steigwinkel als Variable. Für $\gamma = 90^\circ$ besitzt Gleichung 2.35 eine Definitionslücke. Bei diesem Bahnneigungswinkel müsste der benötigte Schub gerade einmal das Gewicht des Fluggerätes kompensieren. Dabei wird jedoch der Luftwiderstand, der sich aus einer Fluggeschwindigkeit ergibt, vernachlässigt. Für den unbeschleunigten, vertikalen Steigflug vereinfachen sich die Widerstandsgleichung 2.23 und die Auftriebsgleichung 2.24 mit den Bedingungen $\dot{V} = 0$, $\dot{\gamma} = 0$, $\gamma = 90^\circ$ und $\alpha + \sigma \approx 0$ zu

$$F = W + G, \quad (2.36)$$

$$A = 0. \quad (2.37)$$

Da der Auftrieb Null ist, erfolgt der unbeschleunigte, vertikale Steigflug mit dem Nullwiderstand

$$W = W_0. \quad (2.38)$$

Den Bahnneigungswinkel γ gilt es in jedem Höhenschritt zu optimieren, in dem die Theorie nicht verletzt wird (Flugzustand_Flaechenflzg = vertikaler Steigflug). Im Falle des vertikalen Steigflugs ist eine Variation der Steiggeschwindigkeit von Interesse. Deshalb werden beide in Abhängigkeit des Flugzustandes für einen Höhenschritt variiert. Maximum der Geschwindigkeitsuntersuchung für einen vertikalen Steigflug ist die Auslegungsgeschwindigkeit V^* . Das Auswahlkriterium ist die für den Höhengewinn benötigte Energiemenge, die sich aus dem Produkt der entnommenen Batteriekapazität und der Batteriespannung zusammensetzt

$$\sigma = \Delta C_{Bat} \cdot U_{Bat}. \quad (2.39)$$

Die minimal aufgebrachte Energie legt am Ende den besten Steigwinkel fest. Der Windeinfluss kann in diesem Modell vorerst vernachlässigt werden. Laterale Winde haben keinen Einfluss auf die Steigzeit oder die zum Steigen benötigte Energiemenge. Jedoch verändern die Winde die zurückgelegte Strecke über Grund für eine gewisse Höhendistanz (Vgl. [13, S.241-242]). Diese ist für eine Betrachtung Flächenflugzeuges vorerst ohne Belang.

2.2.5. Propellerzustand

Der Propellername wird in der Form 'Durchmesser x Steigung' angegeben (siehe Tab. 2.5). Der Name ist wichtig, um das Propellerkennfeld aus der Propellerdatenbank von APC

Quelle für APC angeben

zu entnehmen. Die Anzahl der Propeller beeinflusst entscheidend die Geometrie des Fluggerätes. Weiterhin wird damit der benötigte Schub auf die Anzahl der Propeller aufgeteilt. Die letzten Parameter dienen zur Bestimmung der Effekte einer Anströmung und damit der Berücksichtigung der Blattelemententheorie.

Berechnung der Blattspitzengeschwindigkeit

Tabelle 2.5.: Propellerparameter für Schub, aerodynamische und technische Grenzen

Parameter	Variablenname	Einheit
Propellername	prop_name	—
Anzahl der Propeller n_{prop}	n_Prop	—
Propellerradius	R	$R = D \cdot 0,0254/2$
Fläche eines Propellers	F	$F = \pi \cdot R^2$

In der Propellerdatenbank vom Propellerhersteller APC sind zu jedem Propeller dieser Marke die Kennfelder aus Standschubversuchen aufgeführt

fucking source is missing, Kennfelder

. Die Art der Aufführung lässt allerdings keine Interpolation der Drehzahl bzw. des Drehmomentes in Abhängigkeit des Schubes und der absoluten Fluggeschwindigkeit zu. Aus diesem Grund muss das Kennfeld auf äquidistante Geschwindigkeitsabstände transformiert werden. Dazu wird ein Geschwindigkeitsvektor mit Abständen von 1 m/s gebildet. Die Funktion `Propeller_map` (entommen aus Beyer, Y. (2016)) interpoliert danach das Schub- und Leistungskennfeld neu über der Geschwindigkeit und Drehzahl. Mit dem zuvor berechneten Schub und der absoluten Fluggeschwindigkeit kann schließlich mit der Funktion `Propeller` die Drehzahl und das Drehmoment mittels linearer Interpolation ermittelt werden. Die Kennfelder wurden in Versuchen ermittelt, die keine ändernde Dichte berücksichtigen. Um den Einfluss der sich verringernden Dicht mit zunehmender Flughöhe trotzdem zu beachten, müssen die Kennfelder angepasst werden. Gemäß der Strahltheorie setzt sich der Schub aus dem Massenstrom und der Geschwindigkeit im voll ausgebildeten Abstromzylinder

$$S = \dot{m} \cdot v_\infty = \rho \cdot A_{\text{Propeller}} \cdot v_i \cdot v_\infty \quad (2.40)$$

zusammen. Unter der Annahme vernachlässigbar kleiner Differenzen von induzierten Geschwindigkeiten v_i und Geschwindigkeiten im voll ausgebildeten Abstrom v_∞ kann das Schubkennfeld des Propellers an den Höheneinfluss

$$\frac{S_1}{S_2} = \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad (2.41)$$

angepasst werden. Bei den hohen Drehzahlen des Propellers können Machzahleffekte auftreten. Um dies zu kontrollieren wird zusätzlich noch die Blattspitzengeschwindigkeit berücksichtigt

$$M_{\text{tip}} = \frac{\omega \cdot R}{a} . \quad (2.42)$$

Propellerwirkungsgrad einfügen

Der Propellerwirkungsgrad η_{Prop}

$$\eta_{\text{Prop}} = \frac{P_{\text{Strahl}}}{P_{\text{Welle}}} \quad (2.43)$$

bezieht die erzeugte Strahlleistung in Bezug zur Wellenleistung. Erstere ist das Produkt aus dem vom Propeller erzeugten Schub und den Geschwindigkeiten durch die Rotorebene [Bittner.2014, 17, S.52, S.138]

Quelle für van der Wall, Bittner und Johnson angeben

$$P_{\text{Strahl}} = S \cdot (V_c + v_i) = S \cdot \left(\frac{V_c}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_c}{2} \right)^2 + v_h^2} \right) . \quad (2.44)$$

Diese sind zum einen die induzierte Geschwindigkeit im Schwebeflug

$$v_h = \sqrt{\frac{S}{2 \cdot \dot{m}}} = \sqrt{\frac{S}{2 \cdot \rho \cdot F}} \quad (2.45)$$

und zum anderen die Steiggeschwindigkeit V_c . Die durch den vertikalen Steigflug erzeugte zusätzliche Geschwindigkeit durch die Rotorebene V_c ist bei Seitenwinden mit dem senkrechten Anteil μ_z der absoluten Fluggeschwindigkeit

$$V_c = \mu_z = -V_A \cdot \sin \alpha_M \quad (2.46)$$

gleichzusetzen.

2.2.6. Motorzustand

Die ersten drei Motorparameter in Tab. 2.6 sind notwendig, um den Motorzustand zu berechnen. Der vorletzte Parameter dient als technische Grenze, die für ein gut ausgelegtes System nicht überschritten wird. Die Motormasse fließt in Kombination mit der Anzahl der Propeller in die Gesamtmasse des Fluggerätes mit ein. Die vorrangige technische Leistungsgrenze ist die maximale Motorleistung, die durch den maximalen Motorstrom I_{max} repräsentiert wird.

Quelle für AXI Datenbank

Tabelle 2.6.: Motorparameter für technische Grenzen

Parameter	Variablenname	Einheit
Innenwiderstand R_i	R_i	Ω
Geschwindigkeitskonstante K_V	K_V	$\frac{RPM}{V}$ bzw. U/Vs
Leerlaufstrom I_0	I_0	A
maximaler Dauerstrom I_{max}	I_max	A
Motormasse m_{Mot}	m_Mot	kg

Mit dem Drehmoment und der Drehzahl des Propellers berechnet sich der Motorzustand, genauer der Motorstrom und die Motorspannung. Dies erfolgt nach einem einfachen Motormodell [10]. Der Motorstrom berechnet sich aus

$$I_{Mot} = Q \cdot K_v + I_0. \quad (2.47)$$

Mit dem Strom ergibt sich die Spannung zu

$$U_{Mot} = \frac{\omega}{K_v} + R_i \cdot I_{Mot}. \quad (2.48)$$

Der Wirkungsgrad ist für den Motor das Verhältnis aus der Wellenleistung am Propeller zur elektrischen Leistung, dem Produkt aus Motorspannung U_{Mot} und Motorstrom I_{Mot}

$$\eta_{Mot} = \frac{M \cdot \omega}{U_{Mot} \cdot I_{Mot}}. \quad (2.49)$$

2.2.7. Zustand der Motorregler

Das Modell der Wirkungsgradsberechnung von bürstenlosen Gleichstrom-Motorreglern (Electronic Speed Control (ESC)) stammt aus [Lubrano 2016](#) und wird auch in [Beyer 2016b](#) verwendet. Hiernach berechnet sich der Wirkungsgrad

$$\eta_{ESC} = \begin{cases} 0,7 \cdot PWM + 0,50 & , \text{ wenn } 0 < PWM \leq 0,5 \\ 0,2 \cdot PWM + 0,75 & , \text{ wenn } 0,5 < PWM \leq 1 \\ \text{undefiniert} & , \text{ sonst} \end{cases} \quad (2.50)$$

mit der Pulsweitenmodulation (PWM)

$$PWM = \frac{U_{mot}}{U_{Bat}}, \quad (2.51)$$

die sich aus dem Spannungsverhältnis des ESCs zusammensetzt.

2.2.8. Batteriezustand

Die in Tab. 2.7 aufgeführten Parameter der Batterie bestimmen zum einen die verfügbare Kapazität und zum anderen die Batterieentladung. Bei der Energiedichte handelt es sich um repräsentative Werte für den verwendeten Akkutyp, z.B. Li-Ion oder Li-Po.

Quelle für die Energiedichte von LI-Ion Batterien heraussuchen

. Die minimale Zellenspannung ist ein Erfahrungswert, der am *Institut für Flugführung* verwendet wird. Um den Energieverlust der Batterie zu berechnen, wird die Peukert-Konstante herangezogen. Diese beträgt für Li-Po-Akkus ca. $1,01 \leq P \leq 1,05$ und für Li-Ion-Akkus ca. 1,05 ([Traub](#) Blub). Außerdem ist die Peukert-Konstante für Li-Po-Batterien von der Temperatur abhängig. Niedrigere Temperaturen als die Umgebungstemperatur können die angegebene Nennkapazität reduzieren und die Batterieverluste progressiv steigen lassen. Die maximale C-Rate dient als weitere technische Begrenzung, die wiederum für ein gut ausgelegtes System nicht erreicht wird. Der letzte Parameter stellt eine wichtige Begrenzung dar

hier noch angeben wie sich die nominelle Batteriespannung aus einer 4s3p Batterie unter anderem berechnet.

Tabelle 2.7.: Batterieparameter zur Berechnung der verbleibenden Restladung sowie der technischen Grenzen

Parameter	Variablenname	Einheit
Energiedichte $\frac{E_{Bat}}{m_{Bat}}$	E_Dichte	940 000 J/kg
Anzahl der Batteriezellen $N_{Bat,cell}$	N_bat_cell	-
nominale Spannung pro Batteriezelle $U_{Bat,cell}$	U_bat_cell	3,7 V
minimale Spannung pro Batteriezelle $U_{Bat,cell,min}$	U_bat_cell_min	3,1 V
Peukert-Konstante P	P_bat_Peukert	1,05
Maximale C-Rate $C_{Rate,max}$	C_Rate_max	-
Batteriemasse m_{Bat}	m_bat	kg
Nominale Batteriespannung	U_Bat_nom	$U_{Bat,nom} = N_{Bat,cell} \cdot U_{Bat,cell}$
Minimale Batteriespannung	U_Bat_min	$U_{Bat,min} = N_{Bat,cell} \cdot U_{Bat,cell,min}$
normierte Batteriekapazität $C_{Bat,normiert}$	C_nom	-

Fehlen hier Parameter der Normzelle

2.2.9. Batterie

Normzelle

Bei Batterien, dies schließt Li-Po und Li-Ion Batterien mit ein, ist eine Abhängigkeit der Batteriespannung von der Entladerate und von der Zeit zu verzeichnen. Eine Möglichkeit dies zu berücksichtigen ist die Verwendung der Peukert-Konstante, die die nutzbare oder nominelle Batteriekapazität reduziert. Die Peukert-Konstante ist abhängig vom Batterietypen und vom gewählten Modell. Für Li-Ion und Li-Po-Batterien liegt diese für gewöhnlich zwischen $1,01 \leq P \leq 1,05$ für Li-Po und bei ca. 1,05 für Li-Ion [Traub.2016]. Hierbei ist eine Kenntnis über die Entladekurve keine Voraussetzung, weswegen die Verwendung der Peukert-Konstante ein sehr einfaches Modell darstellt. Daher wird an dieser Stelle ein Modell verwendet, das die Entladekurve (Vgl. Abb. ??) der Batterie berücksichtigt [16] und somit auch die oben genannten Batteriespannungsabhängigkeiten.

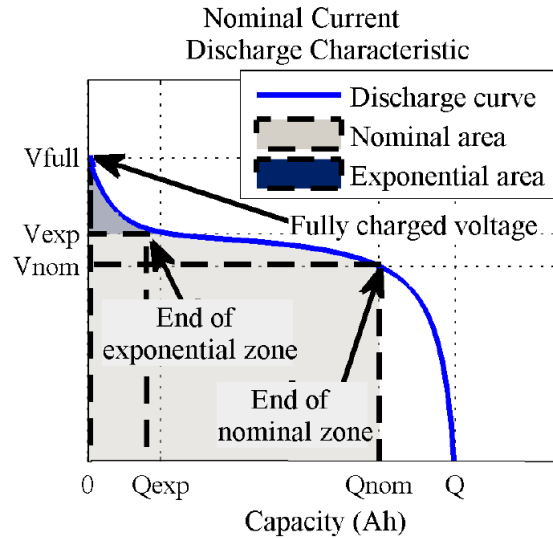


Abbildung 2.4.: Typische Entladekurve für eine Li-Po-Batterie [16]

Die Entladekurve für Li-Po-Batterien kann mit folgender Gleichung beschrieben werden

$$U_{bat} = E_0 - K \cdot \frac{C_{Bat}}{C_{Bat} - \int I_{bat} dt} \cdot \int I_{bat} dt - R_{Bat} \cdot I_{bat} + A \cdot e^{-3 \cdot \int I_{bat} dt} - K \cdot \frac{C_{Bat}}{C_{Bat} - \int I_{bat} dt} \cdot i^* \quad (2.52)$$

Dabei ist E_0 die konstante Batteriespannung, K die Polarisationskonstante, C_{Bat} die Batteriekapazität, $\int I_{bat} dt$ die tatsächliche Batterieladung, A die Amplitude der Exponentiellen Methode, B die inverse Zeitkonstante der exponentiellen Zone, R_{Bat} der Innenwiderstand, i der Batteriestrom und i^* der gefilterte Strom (in diesem Fall = 0).

Li-Po Batterien weisen ein der Li-Ion Batterie ähnliches Verhalten auf, weshalb beide nach 2.51 berechnet werden können.

Die unbekannten Parameter E_0 , A und K können mithilfe von drei Punkten V_{full} , V_{exp} , V_{nom} und die Kapazität Q , Q_{exp} und Q_{nom} (vgl. Abb.??) bestimmt werden. Diese drei Punkte entstammen von den experimentell gemessenen Entladekurven.

Quelle für Elektromodellflug

Die Bestimmung der unbekannten Parameter geschieht mit dem gegebenen Innenwiderstand R_{Bat} nach folgendem Schema:

$$\begin{pmatrix} E_0 \\ A \\ K \end{pmatrix} = \mathbf{A}^{-1} \cdot \begin{pmatrix} V_{full} + R \cdot I_{bat} \\ V_{exp} + R \cdot I_{bat} \\ V_{nom} + R \cdot i \end{pmatrix}, \quad (2.53)$$

mit der Beziehung

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 1 & e^{-3} & -\frac{Q \cdot (Q_{exp} + I_{bat})}{Q - Q_{exp}} \\ 1 & e^{-3 \cdot \frac{Q_{nom}}{Q_{exp}}} & -\frac{Q \cdot (Q_{exp} + I_{bat})}{Q - Q_{exp}} \end{pmatrix}. \quad (2.54)$$

Die experimentellen Entladekurven stammen aus der Datenbank von

Quelle Elektromodellflug

. In dieser Datenbank sind viele verschiedene Batterien enthalten, die sich in Bezug auf den Hersteller, der Anzahl der Batteriezellen, der Kapazität, der maximalen Entladerate, dem Gewicht, dem Innenwiderstand etc. unterscheiden. Dies erschwert es allgemeine Aussagen über die Batterie unabhängig von der Batteriequalität des Herstellers und der ihrer Größe zu treffen.

Für die nachfolgende Untersuchungen ist es daher interessant, eine normierte Batteriezelle zu erstellen, die unabhängig von den oben genannten Unterschieden verwendbar ist. Mit dieser Zelle kann jede beliebige Batteriegröße modelliert werden.

Die Batteriekapazität jeder Batterie aus der Datenbank werden mit 1 Ah normiert

$$C_{Bat,normiert} = \frac{C_{Bat}}{1 \text{ Ah}} \quad (2.55)$$

Die drei Punkte für die Spannung V_{full} , V_{exp} und V_{nom} in der Datenbank sind bereits auf eine Batteriezelle bezogen und entziehen sich somit einer Normierung. Für jede Batterie werden die drei Spannungspunkte Q , Q_{exp} und Q_{nom} auf eine Batteriezelle bezogen und anschließend mit der normierten Batteriekapazität $C_{Bat,norm}$ normiert. Über alle Batterieparameter der in der Datenbank enthaltenen Batterien wird der arithmetische Mittelwert gebildet. Die gilt nicht für den Entladestrom i und den Innenwiderstand R_{Bat} . Alle Werte der drei Punkte (V_{full} , V_{exp} , V_{nom} und die Kapazität Q , Q_{exp} und Q_{nom}) sind bei einer Entladerate \dot{C} von 10 1/h gemessen worden. Daher entspricht der Entladestrom nach der Normierung genau 1/100 der ursprünglichen Kapazität. Weil diese für jede Batterie gilt, muss auch dieser nicht gemittelt werden. Die Annahme eines konstanten, gemittelten Innenwiderstandes für alle Batteriezellen führt zu signifikanten Diskrepanzen zwischen der Norm- und Originalzelle. Wird der Innenwiderstand in Abhängigkeit der Kapazität und der maximalen C-Rate gesetzt, so kann eine hyperbolische Abhängigkeit von beiden Größen festgestellt werden. Mithilfe der MATLAB Curve Fitting Toolbox kann der Abhängigkeit en Funktionstyp der Form

$$f(C_{Bat}, \dot{C}) = \frac{k}{C_{Bat} \cdot (a \cdot C_{Bat} + b \cdot \dot{C})^c} \quad (2.56)$$

zugrunde gelegt werden. Die unbekannten Konstanten ergeben sich dabei zu $k = 0,1077$, $a = 0,1555$, $b = 0,9825$ und $c = 0,5485$. Zur Steigerung der Genauigkeit, werden einige Batteriezellen aus der Berechnung der Erstellung dieses Modells herausgenommen, da diese erhebliche Abweichungen von der Standardabweichung aufzeigen. Dies bezieht sich vor allem auf einzellige Batterien mit einer vergleichsweise geringen Kapazität und sehr hohem Innenwiderstand. Deshalb sei hier angemerkt, dass sich dadurch die Genauigkeit vor allem im Bereich kleiner C-Raten und Kapazitäten verringert.

Abweichungen von der Origzelle verdeutlichen

Batteriezustand

Die wesentlichen Zustandsgrößen der Batterie stellen der Entladestrom der Batterie I_{Bat} und die Batteriespannung U_{Bat}

Der Batteriestrom setzt sich zusammen aus den Motorströmen und zusätzlich aus dem Wirkungsgrad der Pulsweitenmodulation (PWM)

$$I_{Bat} = I_{Mot} \cdot \frac{PWM}{\eta_{PWM}} \cdot n_{Prop}. \quad (2.57)$$

Die C-Rate \dot{C} [1/h] berechnet sich nach

$$\dot{C} = \frac{I_{Bat}[A]}{C_{Bat}[As]} \cdot 3600[s/h] \quad (2.58)$$

Die Ermittlung der zweiten Zustandsgröße erfolgt nach Gleichung 2.51 für die genormte Batteriezelle. Hierfür ist der Batteriestrom vorher zu normieren

$$I_{Bat} = \frac{I_{Bat}}{C_{Bat,normiert}}. \quad (2.59)$$

Die Gesamtbatteriespannung ergibt sich am Ende aus der Summe aller Zellspannungen

$$U_{Bat} = N_{Bat,cell} \cdot U_{Bat}. \quad (2.60)$$

Die so errechnete Batteriespannung U_{Bat} fließt als Offset in die Berechnung des nächsten Höhenschrittes ein. Zu Beginn des Fluges ist U_{Bat} gleich der nominellen Spannung $U_{Bat,nom}$. Mit der Flugzeit t_{Flug} berechnet sich die entnommene Kapazität nach dem i -ten Höhenschrittschritt mit:

$$\Delta C_{Bat,i} = I_{Bat} \cdot t_{Flug} + \Delta C_{Bat,i-1} \quad \text{mit} \quad \Delta C_{Bat,0} = 0. \quad (2.61)$$

Nach

$$C_{Rest,Bat,i}[\%] = \frac{C_{Bat} - \Delta C_{Bat,i}}{C_{Bat}} \cdot 100\% \quad (2.62)$$

berechnet sich die Restladung $C_{Rest,Bat,i}$ nach der i -ten Flugphase. Diese ist vor allem für die Flugenvolpe interessant.

2.2.10. Wirkungsgrad über das Gesamtsystem

Zur Berechnung des Wirkungsgrads kann das Verhältnis der Leistung, die in Schub gewandelt wird zu der Leistung, die der Batterie entzogen wird, herangezogen werden

$$\eta_{ges} = \frac{P_{Strahl}}{P_{Bat}}. \quad (2.63)$$

Dies schließt den Wirkungsgrad der Batterie aus Die Strahlleistung

$$P_{Strahl} = T \cdot (v_i + V_c) \quad (2.64)$$

setzt sich aus dem Schub T , der induzierten Geschwindigkeit v_i und der Steiggeschwindigkeit V_c zusammen. Zur Berechnung der induzierten Geschwindigkeit im Steigflug wird das Newton-Raphson-Verfahren herangezogen. Mit diesem lässt sich innerhalb weniger Iterationsschritte die induzierte Geschwindigkeit im Steigflug ermitteln [17, S.153]:

Schau dir hier nochmal die Indizes an

$$f(v) = v - \mu_z - \frac{v_h^2}{\sqrt{\mu^2 + v^2}} \quad (2.65)$$

$$f'(v) = 1 + v \cdot \frac{v_h^2}{\sqrt{\mu^2 + v^2}^3} \quad (2.66)$$

$$v_{n+1} = v_n - \frac{f(v_n)}{f'(v_n)} \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (2.67)$$

An dieser Stelle sei angemerkt, dass van der Wall mit dimensionslosen Durchflussgraden λ rechnet. In dieser Arbeit wird aber mit den dimensionsbehafteten Geschwindigkeiten gerechnet. Der Startwert der Iteration ist die induzierte Geschwindigkeit im Schwebeflug

$$v_h = \sqrt{\frac{m \cdot g}{2 \cdot \rho \cdot A_{Rotor} \cdot n_{Prop}}} \quad (2.68)$$

Die der Batterie entzogenen Leistung

$$P_{Bat} = U_{Bat} \cdot I_{Bat} \quad (2.69)$$

ist das Produkt aus der Batteriespannung und -strom.

2.2.11. Einhaltung leistungsbezogener Grenzen

Für den Fall, dass technisch und aerodynamisch unmögliche Flugzustände erreicht werden, sind folgende technische und aerodynamische Grenzen festgelegt:

- Die Restladung im Steigflug ist kleiner als Null oder kleiner als eine vorher festgelegte, minimale Restkapazität (Kapazität der Batterie reicht nicht aus oder zu hohe Flugzeit)
- Die Motorspannung ist größer als die nominelle Spannung der Batterie bzw. die PWM ist größer als 100 % (zu hohe Winkelgeschwindigkeit des Propellers im Steigflug erforderlich)
- Die Motorspannung oder der Motorstrom ist kleiner/gleich Null (physikalisch unmöglicher Steigflug oder zu schneller Sinkflug)
- Die C-Rate ist größer als die maximal zulässige C-Rate der Batterie (Batterieentladestrom ist höher als zulässig)

- Der Motorstrom ist höher als der maximal zulässige Dauerstrom des Motors unter Last (zu hohes Drehmoment gefordert)
- Die Blattspitzengeschwindigkeit überschreitet $M_{tip} = 1$ (transsonische Strömung)
- Der Gesamtwirkungsgrad ist größer als 100 % (ein physikalisch unmöglicher Zustand)

2.3. Vernachlässigungen und Vereinfachungen

2.3.1. Einschränkungen

Für die Leistungsberechnung sind mehrere Vernachlässigungen vorzunehmen. Zuerst wurden keinerlei dynamische Effekte und Verhalten berücksichtigt. Dies beinhaltet translatorische Beschleunigungen des Multicopters, rotatorische Beschleunigungen der Rotoren zum Stöerausgleich sowie und rotatorische Beschleunigungen des Multicopters durch Ungenauigkeiten des Lagereglers. Das gleiche gilt für das Flächenflugzeug. Die Störgrößen, in diesem Fall vor allem der laterale Seitenwind, werden als statisch und konstant vorausgesetzt. Hierbei werden jegliche Veränderungen des Windes und Böen mit der Höhe vernachlässigt. Auf- und Abwinde entziehen sich auch der Betrachtung. Hinzu kommt die Vernachlässigung der Totzeit des Reglers. Weiterhin nicht berücksichtigt bleiben Reynoldszahl- und Machzahleffekte. Transonische Strömung unterhalb einer Blattspitzengeschwindigkeit von $M_{tip} = 1$ kann aus diesem Grund nicht ausgeschlossen werden. Die ganze Leistung der Batterie geht in diesem Modell ausschließlich in die Schuberzeugung. Das heißt, dass die Regler und sonstige elektrische Komponenten keinen zusätzlichen Strom verbrauchen. Das Flächenflugzeug wird in dem Programm als eine Punktmasse ohne Abmaße betrachtet. Um eine möglichst allgemeine Dimensionierung eines Flugsystems mit fixed wings zu ermöglichen wird sich hier jeglicher genauerer Beschreibungen des Systems verwehrt. So wird auf Kennzahlen wie die Streckung, die Flügelfläche oder z.B. Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten verzichtet. Dies zieht eine derartige Betrachtung des Systems mit sich, dass nur der Einfluss von Gleitzahl, Motorisierung und anderen Einflussfaktoren betrachtet werden. Eine exakte Auslegung kann deshalb nur im Anschluss vorgenommen werden. Diese Vereinfachungen müssen in der Auswertung berücksichtigt werden.

2.3.2. Vereinfachungen

Schub

Der Schub wird innerhalb eines sehr einfachen Modells berechnet. Das gilt sowohl für den Multicopter als auch für das Flächenflugzeug. Der Multicopter ist als eine Art Rotationsellipsoid und das Flächenflugzeug als Punktmasse vereinfacht

Propeller und Kennfeld

Bei der Transformation der Propellerkennfelder auf äquidistante Geschwindigkeitsabstände ist der Bereich von -10 m/s bis 0 m/s extrapoliert. Ein analoges Vorgehen wird zur Erweiterung des ursprünglichen Kennfeldes in den Bereich noch größerer Anströmgeschwindigkeiten angewandt. Das reale Verhalten der Propeller kann folglich von dem errechneten abweichen. Weiterhin beziehen sich alle Auslegungen auf die Datenbank von APC. Die Modellierung eines Propellers mit gleichem Durchmesser und gleicher Steigung eines anderen Herstellers kann aus diesem Grund abweichen. Gründe dafür können eine unterschiedliche Profilierung, Verwindung oder Profiltiefenverteilung sein.

Motor

Jeglicher Einfluss der Temperatur auf die Leistung des Motors bleibt in dem einfachen Motormodell unberücksichtigt. Außerdem werden der Motorstrom und der der Innenwiderstand als konstant angenommen.

Motorregler

Für den Motorregler wurde ein sehr einfaches Modell verwendet, in dem der Wirkungsgrad ausschließlich eine Funktion der PWM ist.

Batterie

Die Berechnung der Batterie vernachlässigt zwei wichtige Einflussfaktoren. Das ist der Temperatureinfluss und der Einfluss der Alterung auf die Kapazität. Dies kann jedoch durch eine Anpassung der Peukert-Konstante kompensiert werden.

Zusätzlich unterliegt die Batteriespannung im Rahmen des Modells Abweichungen. Diese nehmen für zunehmende C-Raten ebenfalls zu (Vgl. Abb. 2.5). In diesem ist das Verhältnis der Flächen unterhalb der Spannungskurve von der normierten Batteriezelle zur Originalzelle aufgetragen ($V_{\text{Bat,normiert}} / V_{\text{Bat,original}}$). Für die Berechnung der Abweichungen werden Batterien, deren maximale C-Rate bereits überschritten ist, herausgenommen. Außerdem werden Batterien in der Berechnung nicht berücksichtigt, deren individuelle Abweichung eine große Diskrepanz zur Standardabweichung aufweist. Die Genauigkeit des Modells steigt somit. Im unteren Diagramm von Abb. 2.5 ist beispielhaft die Spannungsabweichung jeder normierten Zelle von der Originalzelle sowie die Standardabweichung dargestellt.

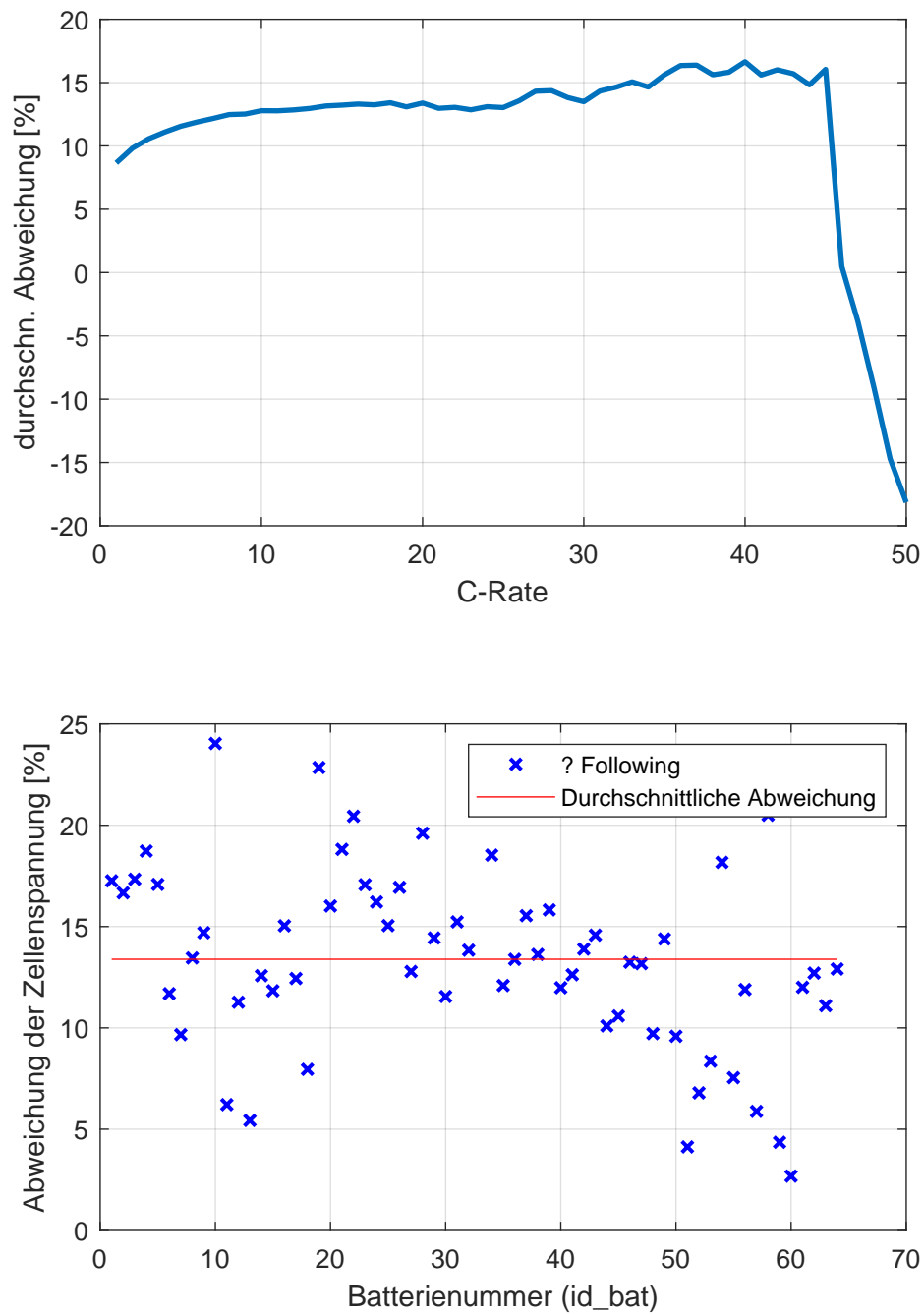


Abbildung 2.5.: oben: Durchschnittliche Spannungsabweichungen der Normzelle von den Zellen aus der Batteriedatenbank in Abhängigkeit von der C-Rate,
 unten: Beispiel für die Spannungsabweichungen jeder Normzelle im Vergleich zur Originalzelle für eine C-Rate von 20 (PWM=0.8, eta_PWM=0.7, I_mot=8, n_Prop=4)

Die Zuverlässigkeit des Batteriemodells nimmt daher mit hohen C-Raten ab. Außerdem ist zu berücksichtigen, dass im Durchschnitt der Spannungsverlauf der normierten Zelle unterhalb der Normalzelle liegt. Dies bedeutet, dass die Spannung der Originalzelle unter Last geringer einbricht, als die der normierten Zelle.

Wirkungsgrad

Die Berechnung der Strahlleistung beruht auf der Berechnung der induzierten Geschwindigkeit innerhalb der Strahltheorie. Hier wird ein idealer Rotor zugrunde gelegt. Beruhend auf dieser Annahme bleiben viele Effekte wie Blattspitzeffekte an der Rotorblattspitze und im Bereich der Rotorblattaufhängung, Strömungsablösungen, Blattwirbelinteraktionen usw. unberücksichtigt. Zudem wird eine über den Radius konstante induzierte Geschwindigkeit in der Rotorebene angenommen. Dies ist im Vorwärtsflug und bei Schräganströmung zu relativieren [17, S.226].

3 Nachbildung des Quadrocopterflugs auf 10 km Höhe

Mithilfe des Videos [1] und den in der Beschreibung gemachten Angaben, soll der Flug eines Quadrocopters auf 10,2 km Höhe im erstellten Tool nachgebildet werden. Es soll dabei die Validität des Modells und die Glaubwürdigkeit des Fluges an sich überprüft werden.

3.1. Komponenten des Quadrocopters und Umgebungsbedingungen

Im Folgenden sind alle technischen Daten, die im Programm eingebracht wurden aufgelistet. Diese sind aus dem Video und den Beschreibungen zu dem Quadrocopter entnommen worden. Fehlende Daten wurden geschätzt oder sind beim Piloten nachgefragt worden.

Motor

Der verwendete Motor war ein Cobra C2206/ 30 1400 KV (Die Werte stehen für Stator Durchmesser: 22 mm, Stator dicke: 6 mm, Motorwicklung 30 ■)

Motorquelle

. Die technischen Spezifikation des Motors sind in Tab.3.1 aufgelistet. Es wurden kleine, schnell drehende Brushless DC Motoren verwendet in Bezug auf den K_V -Wert und das Motorgewicht (siehe 3.1).

Tabelle 3.1.: Motorparameter des Cobra C2206/ 30 1400 KV

Parameter	Variablenname	Wert
Innenwiderstand R_i	R_i	0,123 Ω
Geschwindigkeitskonstante K_v	K_V	1400 RPM/V
Leerlaufstrom I_0	I_0	0,52 A
maximaler Dauerstrom I_{max}	I_max	17 A
Motormasse m_{Mot}	m_Mot	0,0365 kg

Propeller

Als Propeller wurden 4 Gemfan7038-Propeller

Quelle Propeller

eingesetzt. Das sind Propeller mit einem Durchmesser von 7 in und einer Steigung von 3,8 in. Für diesen Propeller wurde in der Leistungsberechnung ein äquivalenter Propeller aus der APC Datenbank mit dem gleichen Durchmesser und gleicher Steigung verwendet.

Batterie

Die Batterie ist eine selbst gebaute LiIon Batterie in der Bauform 4s3p. Dies entspricht einer Batterie mit insgesamt 12 Zellen, wobei 4 seriell und 3 Zellen parallel angeschlossen sind. Das Gewicht einer Zelle beträgt ca. 46 g. Mit dieser Angabe, kann das Gesamtgewicht der Batterie sehr gut abgeschätzt werden. Die nominale und die minimale Spannung pro Batteriezelle konnten aus den zusätzlichen Angaben berechnet werden. So betrug die Spannung der Batterie zu Beginn des Fluges ca. 15,6 V und am Ende ca. 11,5 V. Hierbei ergibt sich die nominale Spannung für eine 4-Zellen-Batterie zu 3,9 V und eine minimale Spannung einer Zelle zu 2,875 V. Alle weiteren notwendigen Spezifikationen sind in Tab.3.2 festgehalten.

Tabelle 3.2.: Batterieparameter

Parameter	Variablenname	Wert
Anzahl der Batteriezellen $N_{Bat,cell}$	N_bat_cell	4
nominelle Kapazität einer Batteriezelle $C_{Bat,cell}$	U_Bat_cell	3120 mAh
nominale Spannung pro Batteriezelle $U_{Bat,cell}$	U_bat_nom	3,9 V
minimale Spannung pro Batteriezelle $U_{Bat,cell,min}$	U_bat_min	2,875 V
Peukert-Konstante P	P_bat_Peukert	1,05
Maximale C-Rate $C_{rate,max}$	C_Rate_max	30
Batteriemasse m_{Bat}	m_bat	0,55 kg

Quadrocopterabmaße

Die Maße des Rahmens und somit auch die Gesamtmaße konnten nur mit Bildern abgeschätzt werden. An dieser Stelle sind die vier Arme des Quadrocopters auf 12 cm x 2 cm und der Rumpf auf 15 cm x 5 cm angenähert worden.

Missions und Umgebungsparameter

Weitere Startbedingungen und Missionsparameter sind in Tab.3.3 dargelegt. In dem Video ist deutlich zu erkennen, dass die Steiggeschwindigkeit über der Höhe nicht konstant bleibt sondern zwischen 15 m/s und 0 m/s schwankt. Der Luftdruck und die Dichte am Abflugtag sind unbekannt und werden hier entsprechend der Standardatmosphäre angenommen.

Tabelle 3.3: Umgebungs- und Missionsparameter

Parameter	Variablenname	Wert
Steiggeschwindigkeit V_{Kg}	V_Kg	10 m/s
Erdbeschleunigung g	g	9,81 m/s ²
Starthöhe H_0	H_0	0 m
Schrittweite der Höhe ΔH	Delta_H	50 m
maximale Höhe H_{max}	H_max	20 000 m
Umgebungstemperatur am Start T_0	T_0	263,15 K bzw. -10°
Dichte am Start p_0	p_0	1013,25 kg/m ³
Windgeschwindigkeit u_{Wg}	u_Wg	10 m/s

3.2. Ergebnisse

Im Nachfolgenden sind die Ergebnisse des Programms in Abb. 3.1 dargestellt. Aus allen Diagrammen ist zu entnehmen, dass der Quadrocopter eine Höhe von mehr als 13 000 m erreichen kann. Das ist mehr als 3000 m höher als die Höhe, die der Quadrocopter im Video erreicht. Mit dem TOC (Top Of Climb) wird sich im Folgenden auf den realen Flug bezogen. Dieser liegt bei 12 600 m.

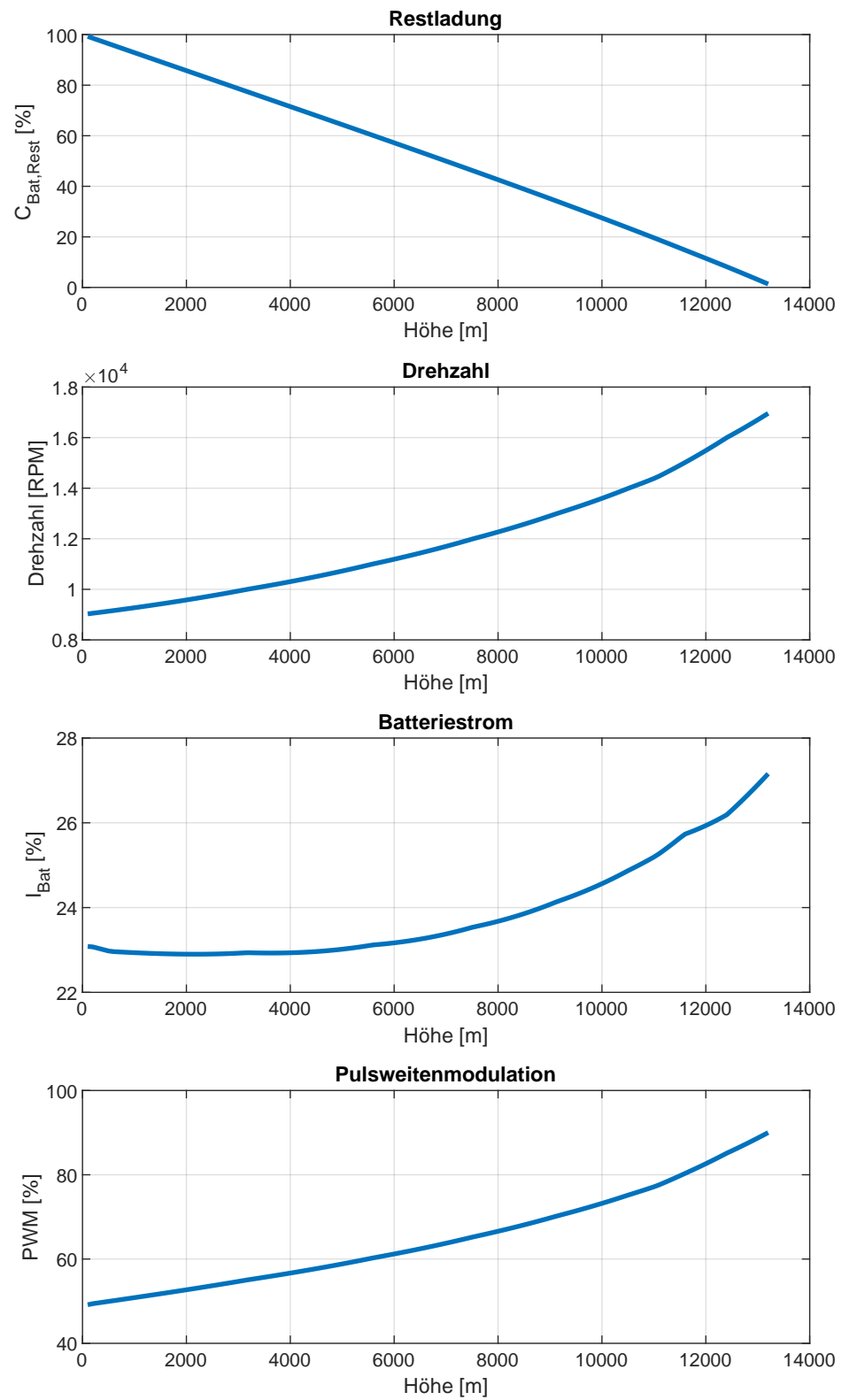


Abbildung 3.1.: Die Restladung, die Drehzahl, der Batteriestrom und die PWM im Programm aufgetragen

Die Restladung der Batterie nimmt mit der Höhe linear ab (Vgl. Abb.3.1). Diese erweist sich als einer der begrenzenden Faktoren, da in ca. 13 000 m Höhe nur noch ein wenig mehr als 0 % Restladung vorhanden sind. Im Video ist weiterhin die verbrauchte Kapazität in mAh gegeben. Mit dieser und der Gesamtkapazität von allen Zellen kann daraus geschlossen werden, dass der Quadrocopter noch eine Restladung von etwas weniger als 28 % unter idealen Bedingungen am Top Of Climb (TOC) hat. Dieses stimmt beim Ablesen der Restkapazität in % bei 10 260 m aus dem Diagramm annähernd überein. Die berechnete liegt sogar ein wenig unterhalb der realen.

Hiergegen nimmt die Motordrehzahl und damit auch die Propellerdrehzahl leicht, quadratisch zu und erreicht am TOC 17 000 U/min (Vgl. Abb.3.1). Dies entspricht auch der maximalen Drehzahl des APC-Kennfeldes. Die Berechnung wird abgebrochen, weil das Kennfeld für Drehzahlen von über 17 000 U/min keine Daten mehr liefert. Erstaunlicher Weise erreichen sowohl die Restladung und Drehzahl simultan die Minimal- bzw. Maximalwerte (vorher bestimmten Grenzen). Bei realen Flügen ist die Drehzahl des Propellers nicht durch ein Kennfeld begrenzt, sondern durch die Maximaldrehzahl des Motors sowie der Motorspannung und dem Motorstrom. Es ist daher zu vermuten, dass letztendlich die Restkapazität den limitierenden Faktor für größere Höhen darstellt. Trotz der hohen Propellerdrehzahl erreicht die Blattspitzengeschwindigkeit M_{tip} mit $Ma = 0.6$ keine $Ma = 1$. Der aus der Batterie entnommene Strom I_{Bat} bleibt innerhalb von 22 A und 25 A für den im Video erreichten Höhenbereich relativ konstant.

Dies stimmt mit den Beobachtungen aus [1] gut überein. In diesem schwankt der Entladestrom zwischen 21,5 A und 25 A.

Stimmen die oben genannten Größen mit denen im Video noch relativ gut überein, zeigen sich bei der PWM große Diskrepanzen. Die ermittelte PWM über der Höhe ist beim Start etwa 50 % und steigt im Laufe des Fluges auf ca. 75 % bei 12 600 m.

Der Vergleich mit dem realen Quadrocopterflug zeigt deutlich, dass die errechnete PWM im Durchschnitt etwa 25 % unterhalb der realen liegt.

3.3. Diskussion

Zusammengenommen wird der Quadrocopterflug in Russland sehr gut in dem Programm wiedergegeben. Die Flughöhe ist um 3000 m höher als die tatsächlich geflogene, jedoch wird in dem Programm die Batterie komplett entladen. Nichtsdestotrotz gibt es auch Abweichung.

Die verbleibende Kapazität im TOC im Programm wird mit Abweichungen von lediglich ± 1 % exakt getroffen. Dies verwundert, da unter anderem der Stromverbrauch zusätzlicher Geräte wie der Motorregler, der Kamera, des Empfängers und anderer nicht in die Kalkulation mit einfließen. Außerdem werden dynamische Effekte (Vgl. Kap.2.3) zum Ausgleich von Störungen verursacht durch Böen vernachlässigt. Diese sind in [1] deutlich zu sehen. Als mögliche Ursache können die konservativen Berechnungsmodelle des Motors und des Motorreglers festgestellt werden. Generell wurden die Umgebungsbedingungen, was vor allem die Windgeschwindigkeit und die Atmosphäre betrifft, vereinfacht. Die Windgeschwindigkeit ist in der Nachbildung auf konstante 10 m/s gesetzt worden. Auch wurde eine Standardatmosphäre vorausgesetzt wohingegen die reale Atmosphäre abweichen kann. Aus dem Video lässt sich jedoch entnehmen, dass relative Windstille am Flugtag herrschte und lediglich vereinzelte Böen in größeren Höhen in Erscheinung traten. Der Einfluss

dieser kann trotzdem als gering eingestuft werden, gerade da die Standardatmosphäre und die konstante Windgeschwindigkeit eine gute Näherung liefern.

Weiterhin ist anzumerken, dass Koriakin mit deutlich abweichenden Steiggeschwindigkeit zu 10 m/s aufgestiegen ist. In Programm wurde der Endzustand erreicht, wenn 10 m/s nicht mehr fliegbar sind. Dabei werden geringere, eventuell noch fliegbare Geschwindigkeiten außer Acht gelassen. Eine kontinuierliche Verringerung der Geschwindigkeit auf 0 m/s fand deshalb nicht statt. Unabhängig davon ist die Annahme einer Steiggeschwindigkeit von 10 m/s akkurat. Der Steigflug mit dieser Steiggeschwindigkeit auf 10 260 m dauert 17 min und 6 sec. Dies ist gerade einmal 11 sec kürzer als die tatsächliche Flugzeit von 17 min und 17 sec zum TOC in [1].

Die signifikantesten Unterschiede zwischen den im Video gezeigten und den vom Programm berechneten Leistungen sind bei der PWM gegeben, also dem Verhältnis zwischen Motorspannung und nomineller Batteriespannung. Die ermittelte PWM weicht im Schnitt um mehr als 15 % von der realen ab. Selbst die Implementierung eines lastabhängigen Batteriespannungsmodells nach [16] brachte nur eine Verbesserung von lediglich 5 %. Eine Ursache kann in der Abriegelung des Motorstroms gefunden werden. Da zum Ausgleich von Störeinflüssen immer noch eine gewisser Leistungsüberschuss gegeben sein muss, wird die PWM ab einem gewissen Wert nach oben hin abgeriegelt. **Dies wird auch durchgeführt, wenn der erreichbare Schub schwer zu händeln ist.** Dieses Verhalten wird in dem Modell nicht berücksichtigt.

genauer, Throttle limit

Als weitere Einflüsse für die Abweichungen können die in Kap. 2.3 genannten Vernachlässigungen und Vereinfachungen aufgelistet werden. Ihr Einfluss auf die Gesamtabweichung kann allerdings als gering eingeschätzt werden.

4 Parameteruntersuchung

4.1. Einleitung und Vorgehensweise

Grundlegend kann die Parameteruntersuchung wie eine Art Entscheidungsbaum aufgefasst werden. Dabei führt jede Entscheidung im Baum zu einer neuen Untersuchung und zu neuen Erkenntnissen. Im Verlaufe dieser Untersuchung werden somit Konzepte, Flugzustände, Komponenten und Konstellationen ausgewählt und intensiver betrachtet. Den Beginn zeichnet die grundlegende Frage aus, welches Fluggerätekonzert, i.e. Flächenflugzeug oder Multicopter, sich für einen effizienten Aufstieg in die untere Stratosphäre als optimaler erweist.

In der folgenden Parameteruntersuchung sei nochmal auf den Aufbau der Leistungsberechnung verwiesen, der dem eines realen Systems in umgekehrter Weise gegenübersteht (Kap. ??).

4.2. Multicopter im Vergleich zu einem Flächenflugzeug

4.2.1. Vorgehensweise beim Vergleich

Jedes Luftfahrzeugkonzept entzieht sich einem direkten Vergleich mit einem Luftfahrzeug einer anderen Art. So weist jedes Fluggerät in seiner Gattung spezifische Vorteile auf wie der Start ohne Landebahn und das Hovern in der Luft für Multicopter oder der Gleitflug für Flächenflugzeuge. Die optimale Auslegung beider führt zu unterschiedlichen Designs was die Propeller, die Motorleistung und -gewicht, Größe, Gesamtgewicht etc. betrifft. Aus diesem Grund müssen Kriterien für eine Vergleichbarkeit vorgeschrieben werden. Hierfür wird das Design des Multicopters auf das aus [1] festgelegt, was genauer in Kapitel 3.1 beschrieben ist. Da die Flugleistungen von [1] bekannt sind und der Quadrocopter durchaus schon im Rahmen der Anforderungen für diese Mission als optimiert betrachtet werden kann, bedarf es lediglich einer Untersuchung des Flächenflugzeuges. Dazu wird das Flächenflugzeug auf Parameter fixiert, mit denen es bereits sehr hoch aufsteigen kann. Zur Untersuchung und Vergleichbarkeit werden beide Gesamtmassen gleichgesetzt $m_{ges,Quadrocopter} = m_{ges,Flächenflugzeug}$. Dabei setzt sich die Masse der Flächenflugzeugbatterie

$$m_{Bat,Fl} = m_{Bat,Quad} + (m_{Mot,Quad} \cdot n_{Prop,Quad} - m_{Mot,Fl} \cdot n_{Prop,Fl}) - (1 - f_p) \cdot m_{Quad} \quad (4.1)$$

in Bezug auf bereits gewählte Massen und auf den Quadrocopter zusammen. Der Faktor f_p kann als Penaltyfaktor verstanden werden. Dieser verringert zusätzlich die Batteriemasse, wenn das Strukturgewicht des Flächenflugzeugs das des Quadrocopters überschreitet

$$f_p = \frac{m_{\text{Flächenflugzeug}}}{m_{\text{Quad}}}. \quad (4.2)$$

Für erste Untersuchungen kann der Penaltyfaktor auf 1 gesetzt werden. Dies entspricht einer sehr optimistischen Einschätzung. Im Anschluss werden die Parameter in näherer Umgebung der ersten festgesetzten Werte variiert. Dadurch kann der Einfluss auf das Leistungsverhalten und die Richtung der Optimierung bestimmt werden. Diese erste, einfache Untersuchung ist nur eine sehr oberflächliche, weil jeder Parameter nur einzeln untersucht wird. Jegliche Kombinationen von Einflüssen wie der Einfluss der Masse auf die Steiggeschwindigkeit oder vergleichbare Beziehungen werden vernachlässigt. Im Hinblick auf diese erste, kleine Optimierung ist der Kostenfaktor die maximal erreichbare Höhe beider Fluggeräte. Je nachdem welches der beiden Fluggeräte effektiver und effizienter eine maximale Flughöhe erreicht, wird es weiter untersucht und anschließend optimiert.

4.2.2. Erste Untersuchung

In der folgenden Tabelle sind wichtige Parameter der Ausgangskonstellation für das Flächenflugzeuges aufgelistet.

Tabelle 4.1.: wichtige Parameter des Flächenflugzeugs

Parameter	Variablenname	Wert
Motormasse m_{Mot}	m_Mot	106 g
Geschwindigkeitskonstante K_V	K_V	1390 1/(V · s)
maximaler Dauerstrom I_{max}	I_max	25 A
Propeller	prop_name	9x7
Anzahl Propeller n_{prop}	n_prop	1
Auslegungsgleitzahl E^*	E_stern	4
Auslegungsgeschwindigkeit V^*	V_stern	100 km/h
Gleitzahl E	E	4

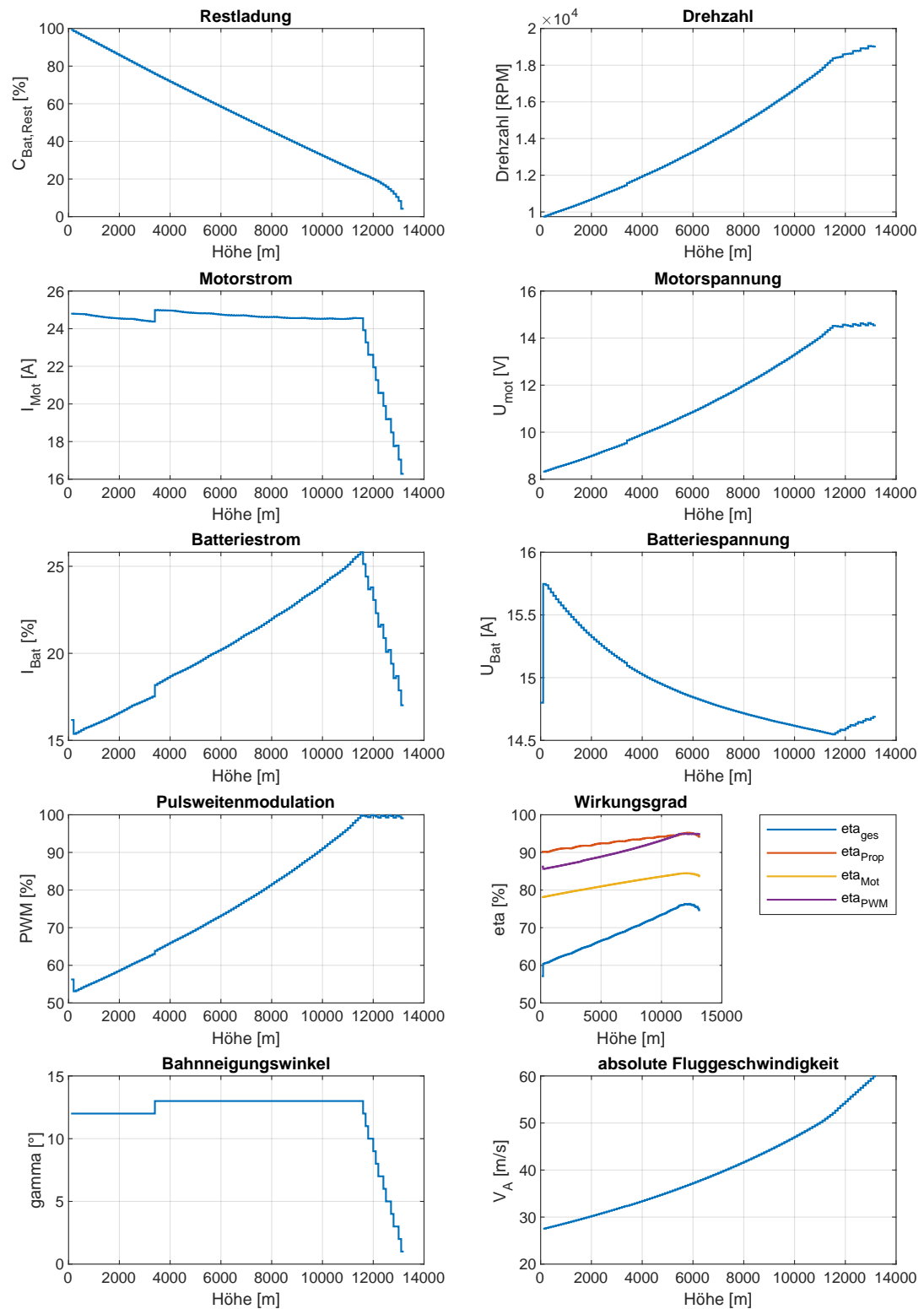


Abbildung 4.1.: Verlauf der Leistungsparameter über der Höhe für ein Flächenflugzeug mit den in Tabelle 4.2 definierten Parametern

Die gewählte Konstellation erreicht fast 13 000 m Höhe. Der begrenzende Faktor ist in diesem Fall die fehlende Leistung zum Aufstieg in noch größere Höhen. Zu Beginn des Steigflugs stellt sich ein optimaler Bahnneigungswinkel von ca. 13° ein. Dieser Winkel kann bis zu einer Höhe 11 400 m gehalten werden. Dabei steigt die absolute Fluggeschwindigkeit leicht quadratisch mit dem Produkt aus $\sqrt{\rho^*/\rho}$ an (Vgl. Gleichung 2.32). Zu Beginn des Steigfluges wären größere Steigwinkel effizienter, allerdings werden diese durch den maximalen Motorstrom begrenzt. Ohne diesen würde der Bahnneigungswinkel beinahe linear absinken. Daraus kann geschlossen werden, dass ein Flug mit maximalem Motorstrom im unteren Höhenbereich am effizientesten ist. Der sägezahnartige Verlauf des Motorstroms hängt mit der gewählten Diskretisierung und dadurch rückwirkend mit der Genauigkeit zusammen. Eine genauere Untersuchung dieser Punkte würde zu einem glatten Verlauf des Motorstroms bei I_{max} führen. Ebenso würden sich die Verläufe aller anderen Leistungsparameter über der Höhe glätten. Gleichzeitig zum konstanten Motorstrom wächst die Motorspannung linear an, bis diese ab 11 400 m das Niveau der Batteriespannung erreicht. Damit ist das Verhältnis von U_{Mot} und U_{Bat} gleich 1 und die PWM liegt bei 100 %. Ab diesem Zeitpunkt kann die Leistung für die Geschwindigkeit und den Schub bei einem konstanten Steigwinkel nicht mehr aufgebracht werden. Der Zusammenhang ergibt sich daher, dass mit dem Bahnanstellwinkel und der Höhe (indirekt durch die Dichte) der Schub und die Geschwindigkeit steigen (Vgl. Gleichung 2.35 und 2.35). Die maximale Motorspannung entspricht hier der maximalen Batteriespannung, die durch die Last von anfänglich 15,6 V auf ca. 14,7 V einbricht. Der Verlauf des Batteriestroms steht in direktem Zusammenhang mit dem Motorstrom und der Motorspannung. Dies wird aus Gleichung 2.56 ersichtlich. Bei konstanten Motorstrom ist I_{Bat} nur von U_{Mot} abhängig. Daher der gleiche Verlauf wie bei U_{Mot} . Danach ist beinahe U_{Mot} konstant und I_{Bat} hängt nur noch von I_{Mot} ab. Der Verlauf der Drehzahl ist ausschlaggebend für den des Motorspannung. Da die Motorspannung nicht weiter steigen kann und der Motorstrom leicht absinkt, kann die Drehzahl analog zum sinkenden Strom durch die festgelegten Grenzen leicht steigen (Vgl. Gleichung 2.47). Die Maximaldrehzahl kann damit nur noch leicht auf 19 000 RPM steigen. **Geschwindigkeit erklären?**

4.2.3. Einflussfaktoren auf das Flächenflugzeug

Als zu variierende Parameter des Flächenflugzeugs qualifizieren sich die Leistungsparameter, die das Fluggerät auch qualifizieren. Das sind die Motor-Propeller-Kombination, die Propelleranzahl, die Gleitzahl, die Auslegungsgeschwindigkeit und der Penalty-Faktor.

Motor-Propeller Kombination

Die Motor-Propeller-Kombination beeinflusst entscheidend das Leistungsverhalten von elektrisch, propellergetriebenen Fluggeräten. Mit dem in Tab. 4.2 aufgeführten Motor mit einem Gewicht von 106 g und einem K_V -Wert von 1390 RPM/V sind bereits sehr hohe Flughöhen erreichbar. Bei Verwendung des gleichen Propellers, einem 9x7 Propeller, und der Variation des K_V -Wertes, zeigen die Motoren mit einem größeren K_V -Wert ein besseres Flugverhalten.

Der K_V -Wert gibt die Anzahl der Umdrehungen pro Minute pro Volt im Leerlauf wieder. Ein hoher K_V -Wert bedeutet nun im Umkehrschluss, dass bei einer hohen Drehzahl die Spannung vergleichsweise

geringer ist als für einen Motor mit niedrigem K_V -Wert. Gleichzeitig sinkt allerdings das Verhältnis von Drehmoment pro Ampere, das der K_M -ausdrückt [3, S.35 und S.42-43]. Es gilt die Beziehung

$$K_M = 1 / K_V \cdot 30 / \pi. \quad (4.3)$$

Ein Motor mit hohem K_V -Wert muss daher einen hohen Dauermotorstrom besitzen, um gute Flugleistungen zu erzielen. **kleiner KV bedeutet PWM bei 100 schneller erreicht und damit auch schneller das erreichte Leistungsmaxima**

Die optimale Flugweise des Flächenflugzeuges ist für jede Art des Motors mit gleichem Gewicht identisch. Zuerst wird solange mit maximalem Motorstrom geflogen, bis die Schubhebelstellung 100 % erreicht. Danach sinkt der Bahnneigungswinkel während die Steiggeschwindigkeit steigt. Die maximale Höhe ist erreicht, wenn der noch fliegbare Steigwinkel Null erreicht und kein Steigflug mehr möglich ist. Der Steigwinkel liegt dabei in einem Bereich von 15° und 20° . **Aus dem Motoren-Buch die Beziehung zwischen K_M und K_V Wert anführen** An dieser Stelle ist auch die Motor-Propeller Kombination zu beachten. Der Motor mit einem K_V -Wert von 2850 erzielt mit dem 9x7 Propeller zwar signifikant schlechtere Flugeigenschaften, erreicht mit einem 6x4 Propeller noch größere Höhen. Zusammengenommen zeigt sich, dass mit geringer werdenden K_V -Wert, also einem langsamer, aber mit höherem Drehmoment drehender Motor, der optimale Durchmesser des Propellers in reziproker Weise steigt bei einem gleichen Verhältnis zwischen Durchmesser und Pitch. Dies kann relativ einfach mit den Angaben der Hersteller zu der besten Motor-Propeller-Kombination verglichen werden. Nach [17] erhöht sich der Wirkungsgrad eines Rotors mit größer werdenden Durchmesser. Mit den oben gemachten Aussagen zu einer Motor-Propeller-Kombination wird im Folgenden der Propeller an die Wahl der Motoren angepasst. **hier Kurvenschar mit gleichem Motorgewicht, aber anderen KV, evtl. Prop anpassen**

Anzahl der Motoren und Propeller

Während die Leistung der Motoren mit gleichem Gewicht wenig Einfluss auf den optimalen Steigwinkel hat, ändert sich dies bedeutend mit der Anzahl der Motoren. Schon mit einer Steigerung der Motorenanzahl auf 2 verändert sich der optimale Steigwinkel zu 90° . Die dazu zugehörige Steiggeschwindigkeit liegt hierbei beim Maximum der Steiggeschwindigkeitsiterationsweite. Dies ist solange der optimale Betriebspunkt bis der Steigwinkel von 55° optimaler ist. Ebenfalls wie oben beschrieben ist dieser Zustand so lange fliegbar bis der Motorstrom auf dem Niveau des Batteriestroms und damit 100 % der PWM erreicht ist. Ab diesem Punkt steigt der Bahnneigungswinkel wieder an, da für einen Höhenschritt die Fluggeschwindigkeit mit Winkel sinkt. Alle anderen Größen verhalten sich analog zum oben beschriebenen Zustand (Vgl. Kap. 4.2.2). Ein vergleichbares Flugverhalten ist bei einer Erhöhung der Anzahl auf 4 zu beobachten. Mit der Propelleranzahl verringert sich der Schub, der pro Propeller aufgebracht werden muss und damit auch die vom Motor benötigte Leistung. Folglich erhöht sich auch der Leistungsüberschuss. Dies resultiert auf der anderen Seite in einer höheren Belastung der Batterie. Beachtlich ist auch, dass die Batterie am TOC noch beinahe 50 % Restladung besitzt. Dies ist signifikant mehr als beim Quadrocopter. Bei diesem ist der Steigflug beendet, wenn die Batterie leer ist. Beim Flächenflugzeug ist die Motorleistung der limitierende Parameter.

Gleitzahl

Mit einer Verringerung der Gleitzahl geht auch eine Verringerung der maximalen Höhe mit einher und vice versa. Eine entsprechend hohe Gleitzahl bedeutet gleichzeitig auch eine entsprechend hohe aerodynamische Güte (Vgl. [13, S.34]). Dazu sinkt der Widerstand im Vergleich zum Auftrieb, so dass für ein Flächenflugzeug mit einer höheren Gleitzahl für den gleichen Auftrieb weniger Leistung zur Kompensation des Widerstandes aufgebracht werden muss. Als Konsequenz dessen steht mehr Leistung für das Steigen zur Verfügung. Mit der Gleitzahl steigt ebenso der optimale Steigwinkel. Als Grund dafür kann wieder die verringerte Widerstandsleistung angeführt werden. Zusätzlich sinkt die Zeit zum Überwinden einer Höhendifferenz mit steilerem Winkel. Eine Änderung der Gleitzahl hat nur einen Einfluss auf die Restladung, die Batteriespannung und den Bahnneigungswinkel. Eine geringe Gleitzahl bedeutet einen stärkeren Einbruch der Batteriespannung, da wiederum für den gleichen Auftrieb mehr Widerstand kompensiert werden muss. Auffällig ist noch Verbesserungszunahme der Flugleistungen mit der Gleitzahl. Diese Änderung ist im Bereich von 4 auf 10 deutlich ausgeprägter als von 20 auf 50, obwohl dies mindestens einer Verdoppelung der Gleitleistung gleichkommt.

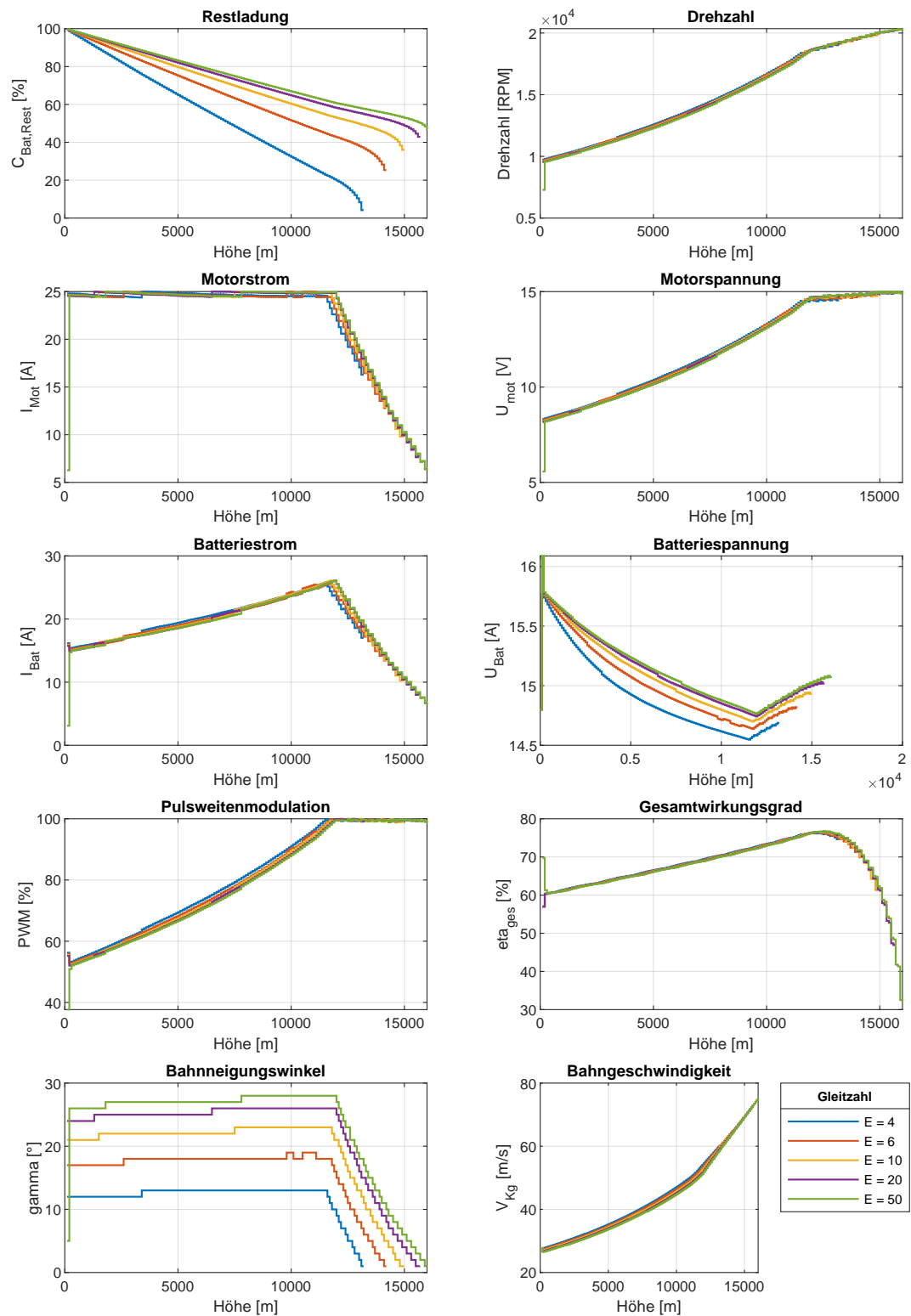


Abbildung 4.2.: Einfluss der Gleitzahl auf die Flugleistungen eines Flächenflugzeugs

Auslegungsgeschwindigkeit

Die Auslegungsgeschwindigkeit hat einen bedeutenden Einfluss auf die erreichbare Höhe. Da für den Steigflug ein Flug mit konstanten Auftriebsbeiwert vorausgesetzt wird, erhöht sich aufgrund dessen die absolute Fluggeschwindigkeit mit der Höhe und größerem Bahnneigungswinkel (Vgl. Gleichung 2.32). Ist die Auslegungsgeschwindigkeit gering, so wächst sie absolut gesehen mit der Höhe nicht so stark wie hohe Geschwindigkeiten. Eine geringer gewählte Auslegungsgeschwindigkeit im Horizontalflug bedeutet daher auch, dass länger mit maximalen Motorstrom geflogen werden kann, bevor die Motorspannung die Batteriespannung erreicht und somit das Absinken des Steigwinkels einleitet. Da mit der Auslegungsgeschwindigkeit auch die Geschwindigkeit mit der Höhe steigt, sind für hohe Geschwindigkeiten Propeller mit hohem Pitch vom Vorteil. Ein Optimum zeichnet sich bei 75 km/h aus. Es kann festgehalten werden, dass mit der Auslegungsgeschwindigkeit der Bahnneigungswinkel abnimmt, da die Steigzeit bei einer höheren Geschwindigkeit und geringerem Bahnneigungswinkel sich kaum ändert. Außerdem wird schneller 100 % PWM erreicht und damit gleichzeitig die Motorspannung begrenzt und der Flug mit maximalen Motorstrom beendet. Außerdem nimmt mit der Motorspannung der Zuwachs der Propellerdrehzahl ab. Weiterhin ist ein Zuwachs des Gesamtwirkungsgrades sowie der Bahngeschwindigkeit zu verzeichnen. Bei hohen Geschwindigkeiten begrenzt der mögliche Steigwinkel γ den Steigflug im Gegensatz zu der Begrenzung durch die Restladung bei niedrigen Auslegungsgeschwindigkeiten. Das schnelle Absinken von γ am Ende des bedeutet für alle Auslegungen ein ineffizientes Manöver, da damit die Flugzeit für eine Höhenschritt ansteigt und auch einer deutlich höhere Energieentnahme der Batterie mit sich zieht.

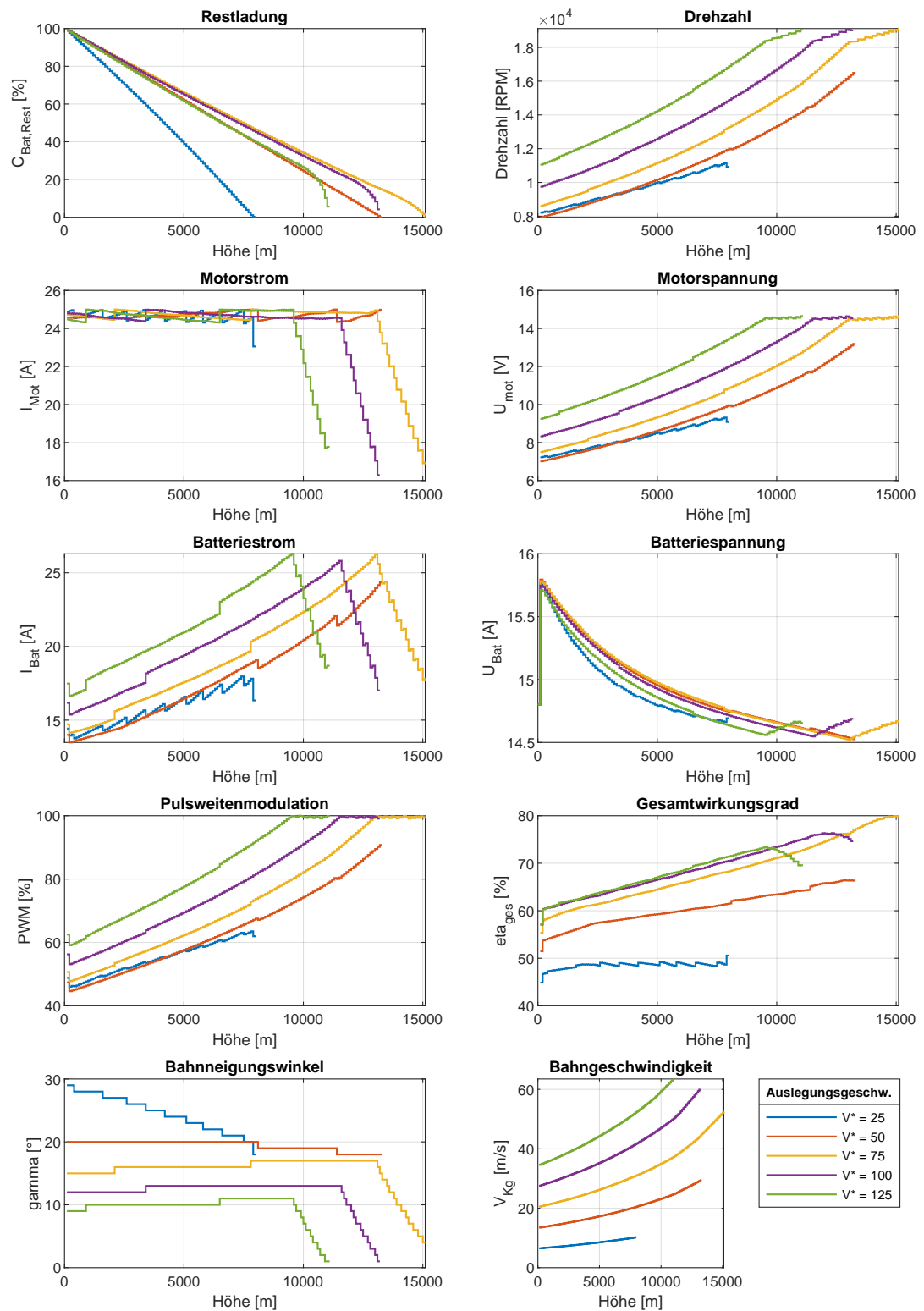


Abbildung 4.3.: Einfluss der Auslegungsgeschwindigkeit auf die Flugleistungen eines Flächenflugzeugs

Penaltyfaktor

Im Vergleich von einem Flächenflugzeug mit einem Multicopter muss bei gleichem Gesamtgewicht die unterschiedliche Verteilung der Gewichtskomponenten berücksichtigt werden. Für ein Flugzeug ist das Strukturgewicht von Flügeln und Rumpf sowie den Steuerungselementen bedeutend größer als das von einem Multicopter. Ein Penaltyfaktor von 1 entspricht daher wie oben beschrieben einer sehr optimistischen Einschätzung. Um realistischere Ergebnisse für ein Flächenflugzeug zu erreichen, wird der Penaltyfaktor schrittweise erhöht. Dabei verringert sich auch die maximal erreichbare Höhe. Dies hängt damit zusammen, dass ein Penaltyfaktor größer als 1 die zur Verfügung stehende Batteriemasse und folglich die Batteriekapazität reduziert.

4.2.4. Ergebnisse des Vergleichs

Im direkten Vergleich weist das Flächenflugzeug eine größere maximale Flughöhe auf. Besonders mit hohen Gleitzahlen, mehreren Motoren und einer guten Kombination aus Motor und Propeller wird dieser Vorteil ersichtlich. Bei Vernachlässigung von zusätzlichen Widerständen und unter Berücksichtigung des einfachen Modells ist dieser Vorteil gerade wieder hinfällig, sprich der zusätzliche Höhengewinn schwindet zu Null, wenn man die Widerstände berücksichtigt. Weiterhin erweist sich das Flächenflugzeug als bereits in den möglichen Maßen optimiert. Die Steiggeschwindigkeit ist in Bezug auf den Auslegungszustand und einem Flug bei Auslegungsgleitzahl optimal. Außerdem wird der Steigwinkel für jeden Höhenabschnitt optimiert und eine gute Kombination von Motor und Propeller ist bereits gegeben. Schlussendlich ist damit der Spielraum für weitere Verbesserungen im Rahmen dieses einfachen Modells. Hingegen zeigt der Quadcopter in dieser Hinsicht noch Potenzial. Ein zu untersuchender Punkt ist noch die Abkehr von einer konstanten Steiggeschwindigkeit hin zu einer kontinuierlichen Optimierung über der Höhe.

Wird für das Flugzeug außerdem eine Konstellation von mehr als einem Motor gewählt, neigt das Flugzeug dazu in einem 90° Winkel zu steigen. Damit zeigt sich die optimale Flugweise in einem vertikalen Steigflug. Hierbei werden nichtsdestotrotz wieder viel Vereinfachungen getroffen und Verluste nicht berücksichtigt. Die Vorteile eines Flächenflugzeuges zeigen sich auch nur stark bei einem Penalty-Faktor nahe bei 1. Dies muss als unrealistisch angesehen werden. Besonders im Bezug auf eine hohe Gleitzahl geht dies Anforderung mit einer hohen Flügelstreckung und damit mit einem hohen Strukturgewicht einher. Somit ist zwingend notwendig den Penalty-Faktor zu erhöhen. Letztendlich verschwindet damit der Vorteil gegenüber einem Multicopter. In der Berechnung der Flächenflugzeugaerodynamik bleibt der Einfluss von Seitenwinden unberücksichtigt, da Seitenwinde nur die Strecke über Grund beeinflussen nicht aber die Flugeigenschaften im Steigflug. Unter Berücksichtigung an das angedachte Operationsziel einer Atmosphärenmessung sind die Flugkorridore, die von der Deutschen Flugsicherung (DFS) zur Verfügung gestellt werden, begrenzt. Daher ist ein Abtrieb bei sehr hohen Seitenwinden für die Mission negativ und muss vom Fluggerät ausgeglichen werden. Dies verbraucht zusätzlich Energie zum Ausgleichen und reduziert nochmals die erreichbare Höhe. Dies geschieht beim Quadcopter bereits durch den Ausgleich der Seitenwinde mit einer Anpassung vom Winkel α , also einer Schrägstellung der Rotorebene. Ein weiteres Argument, was gegen den Einsatz von einem Flächenflugzeug spricht ist, ist eine Start

und Landevorrichtung. Das erfordert außerdem Platz für eine Start- und Landebahn. Dies entfällt für einen Quadrocopter aufgrund seiner Senkrechtstarterfähigkeiten. Es ist damit der Start von jeder beliebigen Stelle möglich. Unter Berücksichtigung all dieser Fakten überwiegen die Vorteile beim Einsatz eines Multicopters. Dies gilt vor allem in Bezug auf das noch mögliche Potential eines Multicopters.

Diese entfällt bei einem Quadrocopter

Eine Erhöhung der Gleitzahl erhöht die Anzahl der Ausreißer, quasi Abweichungen von dem 90° Zustand (zwischenzeitlich ist Flug mit 90° ernergieoptimaler, zwischenzeitlich der Gleitflug/ Steigflug mit geringerem Steigwinkel)

4.3. Steiggeschwindigkeit

Eine weitere Optimierung des Multicopters bzw. des Quadrocopters kann durch eine Anpassung der Steiggeschwindigkeit geschehen. Die vormalig als konstant angenommene Steiggeschwindigkeit von 10 m/s ist nicht in jedem Operationspunkt optimal. Die Steiggeschwindigkeit wird wieder für jeden Höhenschritt variiert. Analog zur Variation des Steigwinkels beim Flächenflugzeug fällt die Auswahl der Geschwindigkeit auf den Wert, welcher die geringste Energiemenge benötigt für den Aufstieg. Bei der Untersuchung kristallisieren sich drei starke Einflussfaktoren heraus. Im Einzelnen sind das der Widerstandsbeiwert, die Anzahl der Batteriezellen und die Motorleistung. Im Abb. A.1 ist der Ablauf der Leistungsberechnung für die Steiggeschwindigkeit dargestellt

4.3.1. Ergebnis

Mit einer variablen Steiggeschwindigkeit ist ein deutlicher Höhengewinn von 3000 m zu verzeichnen. Die Steiggeschwindigkeit liegt deutlich über den 10 m/s, die vorher angenommen wurden. Mit einer höheren Steiggeschwindigkeit sinkt auch die Flugzeit und als Konsequenz auch die benötigte Kapazität für einen Höhenschritt. Auf der anderen Seite steigt mit einer größeren Fluggeschwindigkeit die Widerstandskraft quadratisch an (Vgl. Gleichung 2.16. Dies wird noch genauer in Kap. 4.3.2 beschrieben.

4.3.2. Einfluss des Widerstands

Der Widerstandsbeiwert hat einen entscheidenden Einfluss auf die maximale Steiggeschwindigkeit. Bei einem großen maximalen Motorstrom gilt, dass die Begrenzung der Geschwindigkeit durch den Widerstandsbeiwert erfolgt. Eine sehr hohe Geschwindigkeit verringert zum einen die Flugzeit für einen Höhenbereich, erhöht auf der anderen Seite jedoch den Widerstand und damit zusätzlich die benötigte Leistung. Je geringer der C_w gewählt wird, desto höher ist die optimale Steiggeschwindigkeit. Erhöht sich im Umkehrschluss der Luftwiderstand so sinkt die Steiggeschwindigkeit, da

der Widerstand mit der Geschwindigkeit quadratisch (Vgl. Gleichung 2.16) ansteigt. Im Sinne einer großen maximalen Höhe ist daher eine aerodynamisch günstige Verkleidung des Multicopters anzustreben.

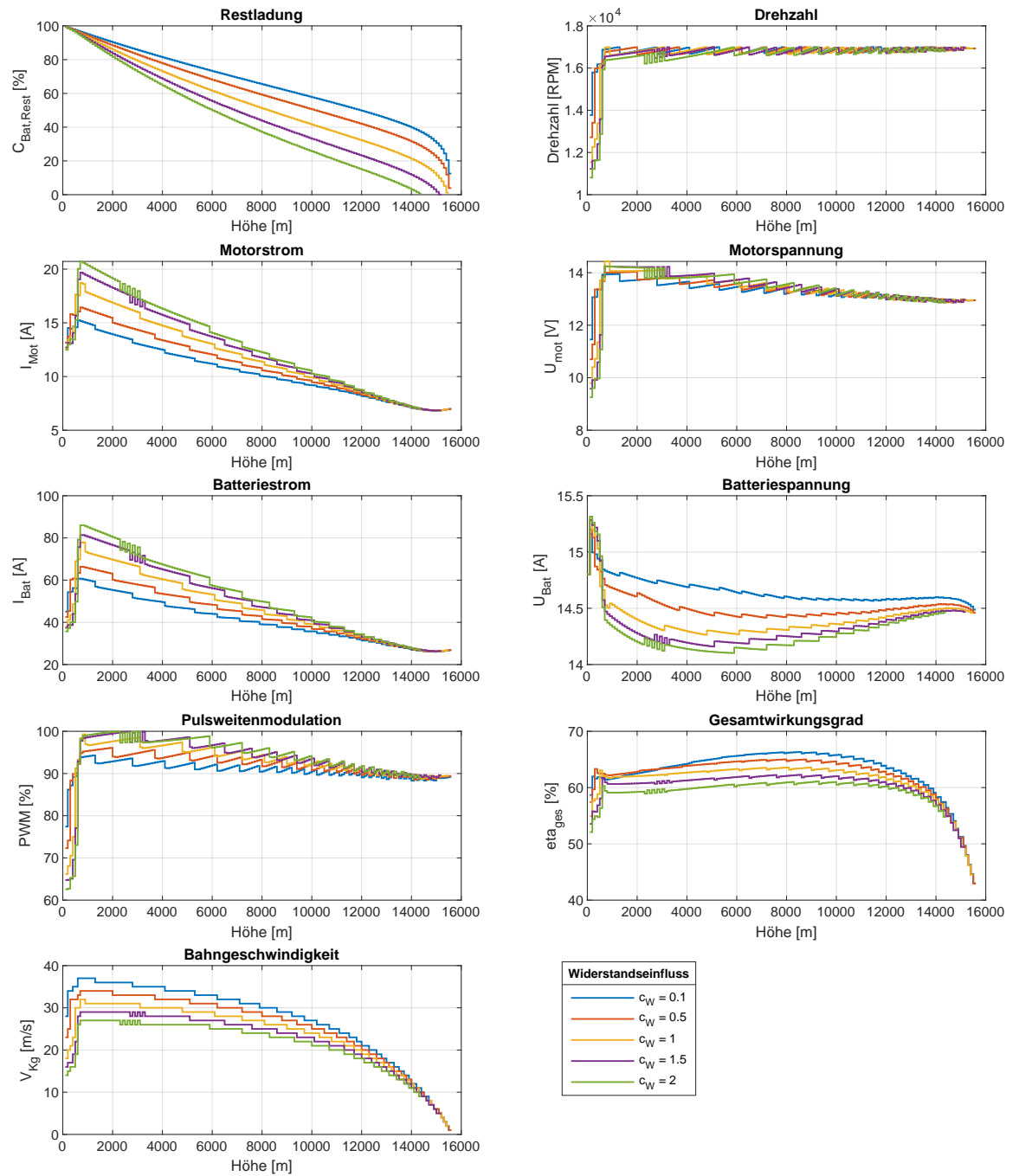


Abbildung 4.4.: Widerstandseinfluss auf die maximale erreichbare Höhe

4.3.3. Einfluss der Anzahl der Batteriezellen

Ein weiterer begrenzender Parameter ist die PWM. Die Motorspannung an sich kann nicht beeinflusst werden. Jedoch lässt sich Einfluss auf die Höhe der Motorspannung durch eine Erhöhung der in Reihe geschalteten Batteriezellen nehmen. Mit jeder zusätzlichen Zelle erhöht sich die Batteriespannung um 3,7 V. Damit stellt die PWM nicht mehr die Grenze für die Steiggeschwindigkeit dar. Der effizienteste Flugzustand ist nun der bei maximalen, dauerhaften Motorstrom. Jedoch verringert eine höhere Batteriekapazität. Bei gleicher Energiemenge

$$E_{Bat} = C_{Bat} \cdot U_{Bat} \quad (4.4)$$

führt eine Erhöhung der Spannung in dem Produkt aus Spannung und Kapazität ($C_{Bat} = I_{Bat} \cdot t_{Flug}$) unweigerlich zu einer Verringerung der Kapazität. Die schlägt sich wieder auf den Kostenfaktor aus, der erreichbaren Flughöhe. Diese Maßnahme ist also mit Bedacht zu wählen. Eine extreme Erhöhung der Zellenanzahl bewirkt außerdem wieder ein Flug mit maximalen Motorstrom. In Bezug auf die Restladung, Drehzahl, den Motorstrom, Motorspannung und der Bahngeschwindigkeit sind bis auf eine Batteriezellenanzahl von 2 keine großen Unterschiede zu vermerken. Mit der erhöhten Batteriespannung sinkt entsprechend auch die PWM. Zusätzlich verringert sich der Gesamtwirkungsgrad mit der Zellenanzahl. Der Grund hierfür liegt im Wirkungsgrad des Motorreglers. Ein sinkende PWM erhöht die Verluste und verringert den Wirkungsgrad (Vgl. Gleichung 2.49). Daher sollte der Wirkungsgrad

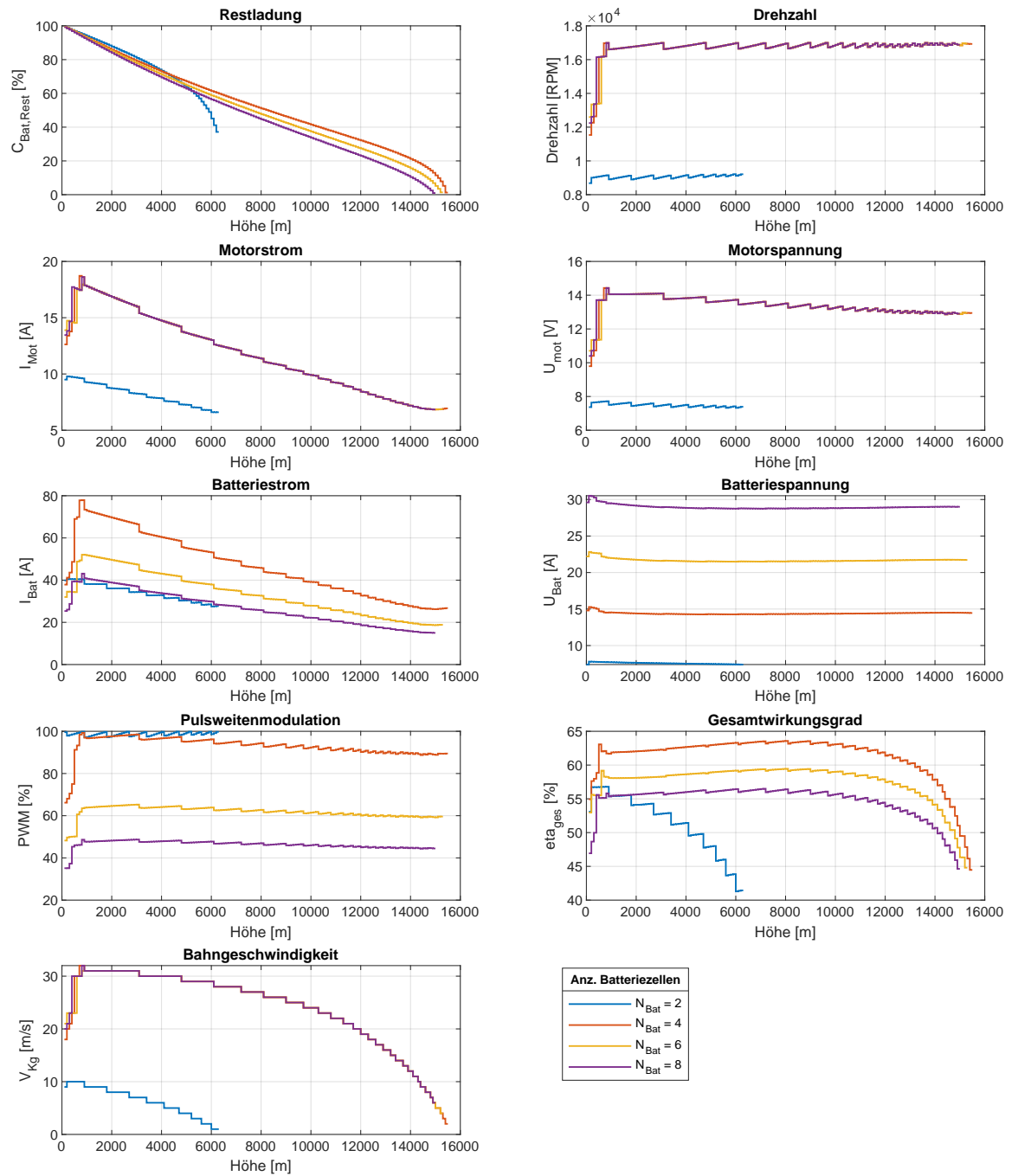


Abbildung 4.5.: Einfluss der Batteriezellenanzahl auf die maximale erreichbare Höhe

Bedeutung des Reglerwirkungsgrades

Hinzu kommt, dass bei einer Batterie mit vielen Zellen die PWM bedeutend geringere Werte annimmt als dies bei wenigen Zellen der Fall ist. Der Grund ist die bedeutend höhere Spannung, die mit jeder Zelle um 3,7 V steigt. Der Regler muss bei einer gleichen Motorspannung die Batteriespannung stärker modulieren womit auch die Verluste steigen. Der Wirkungsgrad sinkt und damit steigt auch die entnommene Kapazität der Batterie.

- eine Verringerung der PWM-Verluste hat bei geringen Anzahl an Batteriezellen keinen Einfluss auf die Flugleistungen
- hier ist die PWM sehr schnell auf 100 % wobei sich die Verluste damit minimieren
- bei mehr Zellen kann der Einfluss bereits 1000 m ausmachen
- auch die Kapazität liegt im Durchschnitt höher

4.3.4. Einfluss des maximalen Motorstroms

Die Ergebnisse zeigen, dass ein geringer maximaler Motorstrom die ebenfalls die Steiggeschwindigkeit begrenzt. Dieser begrenzt die dem Motor entnommene Leistung. Folglich ist ein Motor für einen solchen Steigflug zu wählen, der einerseits einen hohen K_V -Wert besitzt, andererseits aber auch einen hohen maximalen Dauerstrom besitzt (Vgl. Kap. 4.2.3). Ein gutes Beispiel ist der Motor aus Kapitel ??.

auch hier **KV und KM mit PWM** Ein hoher KV Wert bedeutet wenig Spannung für viele Umdrehungen allerdings auch einen hohen Strom für das benötigte Drehmoment

4.4. Massenverteilung

Ein weiterer wichtiger Punkt, der an dieser Stelle untersucht werden soll, ist die Massenanteilsverteilung von den Motoren, der Batterie und der Leermasse des Multicopters am Gesamtgewicht. Wiederum stellt der Quadrocopter aus Kapitel 3.1 die Grundlage der Untersuchung dar. Bei diesem nehmen die Motoren 13,77 %, die Batterie 52,83 % und die der Rahmen mit den übrigen Komponenten 33,4 % der Gesamtmasse von 1060 g ein. Für einen Gegenvergleich wird nun ein anderen Quadrocopter mit diesen Massenverhältnissen erstellt. Als Anhaltspunkt dient die Masse der Motoren, da diese durch die Datenbank vollständig definiert sind und eine feste Masse besitzen. Alle

anderen Massenverteilungen ergeben sich im Anschluss aus der Motormasse. Die Massen errechnen sich nach folgendem Schema:

$$m_{ges} = \frac{n_{Prop} \cdot m_{Mot}}{0.1377}, \quad (4.5)$$

$$m_{Bat} = m_{ges} \cdot 0.5283, \quad (4.6)$$

$$m_{copter} = m_{ges} \cdot 0.334. \quad (4.7)$$

Zusätzlich wird jeweils auch die obere Stirnfläche $A_{copter,oben}$ mit der Größe angepasst. Im folgenden wird die Masse der Batterie

4.4.1. Ergebnisse

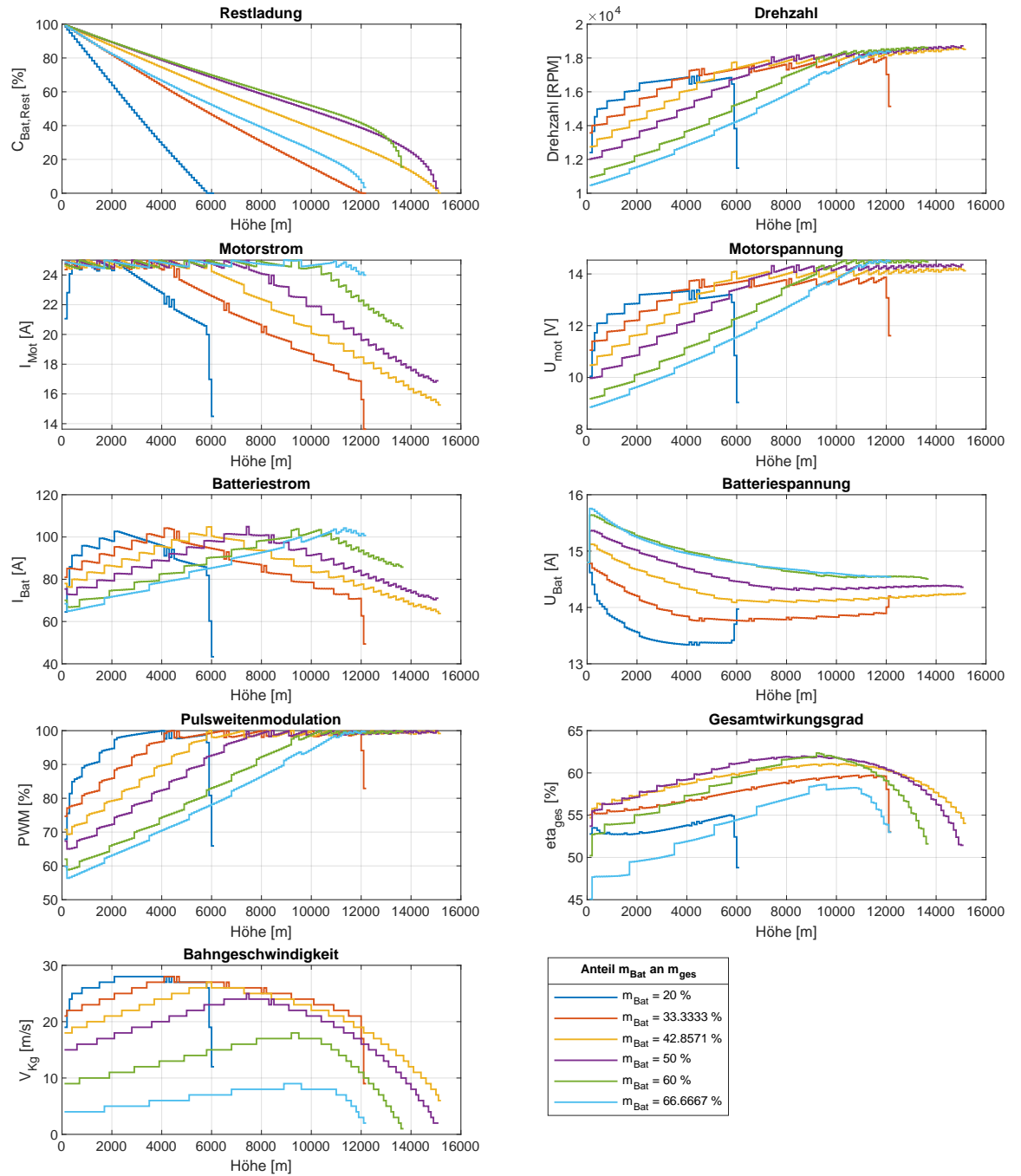


Abbildung 4.6.: Abhängigkeit der maximalen Höhe von Batteriemasse anteilig an der Gesamtmasse ($m_{\text{Mot}} = 106 \text{ g}$, $K_V = 1390 \text{ RPM/V}$, $n_{\text{prop}} = 4$, $\text{Propeller} = 10 \times 3$, $n_{\text{Bat,cell}} = 4$, $u_{\text{Wg}} = 10 \text{ m/s}$)

Die Batteriemasse hat einen großen Einfluss auf die Flugleistungen. Die TOC's variieren zwischen eine Spanne von 5000 m. Ein Optimum ist bei einer Konstellation erreicht, bei der die Batteriemasse die Hälfte des Gesamtgewichts ausmacht also 50 %. Die Kurven der Restladungskurven von 75 % und 50 % sind bis zu einer Höhe von 12 500 m deckungsgleich. Danach reduziert sich die Restladung eines Fluggeräts mit einem höheren Anteil der Batteriemasse drastisch. Mit einem zunehmenden Batteriemassenanteil ist für den Steigflug nicht mehr die Kapazität der Batterie begrenzend sondern vielmehr die Leistung und damit die Steiggeschwindigkeit. Mit zunehmender Batteriemasse reduziert sich auch die Steiggeschwindigkeit signifikant. Dies liegt darin begründet, dass die Masse direkt in den Schub mit einfließt (Vgl. Gleichung 2.19 und 2.21). Eine schlechte Verteilung der Massen erhöht somit den Schub und damit die erforderliche Leistung. Dies beeinflusst die Steiggeschwindigkeit, welche die Flugzeit und letztendlich die erreichbare Höhe bestimmt. Weiterhin kann mit größeren Batteriemassen länger mit maximalen Motorstrom geflogen werden, bevor die PWM 100 % erreicht und die Steiggeschwindigkeit sinkt, **da das maximale Niveau leistungsbedingt nicht mehr gehalten werden kann**. Für kleinere Batteriemassen beginnt der Flugabschnitt mit 100 % PWM bereits deutlich früher (pro 25 % mehr Batteriemasse sind das ungefähr zusätzliche 2500 m Höhe). Dies hat zur Folge, dass die maximale Drehzahl (ca. 18 000 RPM) früher erreicht ist. Durch die großen Steiggeschwindigkeiten bei kleinen Batteriemassen ist auch ein deutlich stärkerer Einbruch der Batteriespannung zu verzeichnen (ca. 2,5 V bei 25 % und nur 1,5 V bei größeren Massenanteilen). Zudem ist analog zu den Kurven der Restladung bei den optimalen Konstellationen auch der optimale Gesamtwirkungsgrad erreicht. Die optimale Batteriemasse liegt zwischen 50 % und 52,5 % (Vgl. Anhang). Dies widerspricht den Aussagen von [9], worin die besten Flugleistungen und insbesondere die längste Flugdauer mit einem Anteil der Batteriemasse an der Gesamtmasse von 2/3 angegeben wird. Ein möglicher Grund sind die unterschiedlichen Flugzustände. Neitzke hat seine Untersuchungen ausschließlich im Hovern gemacht. Somit fehlt in seinen Betrachtungen der Höheneinfluss und der Einfluss einer Steiggeschwindigkeit. **Neitzke nimmt einen konstanten Wirkungsgrad für alle an, was aber nicht für alle Flugzustände gilt**.

Zusammengenommen weisen die obige Untersuchung der Massenverteilung und der Quadrocopter aus Russland das gleiche Ergebnis auf. Die Konstellation des Quadrocopters aus [1] erweist sich bereits in diesem Sinne als optimal.

Es ist außerdem ersichtlich, dass die Flugleistung und -dauer noch weiter verbessert werden können, wenn der Massenanteil des Rahmens und aller übriger kleiner wird und die Masse der Batterie im Gegensatz steigt, i.e. eine Tendenz der Copter Masse gegen Null ($m_{\text{Copter}} \rightarrow 0$ und $m_{\text{Bat}} \rightarrow (m_{\text{Bat}} + m_{\text{Copter}})$)

4.5. Größe und Anzahl der Propeller des Fluggerätes

Ein weiterer Einfluss auf die Flugleistungen stellt das Gesamtgewicht des Fluggerätes dar. Dabei wird das Fluggerät äquivalent, das heißt die Massenverhältnisse von Motoren, Batterien und die Leermasse bleiben im Verhältnis zum Gesamtgewicht konstant. Das Verhältnis orientiert sich an der Massenverteilung aus Kapitel 4.4. Dieses Verhältnis wird für jede Größenskalierung gewahrt. Als Anhaltspunkt dient die Masse der Motoren, da mit dieser durch die Datenbank vollständig definiert sind und eine feste Masse besitzen. Die Propellerauswahl findet nach den Herstellerempfehlungen

statt. Alle anderen Massenverteilungen ergeben sich im Anschluss aus der Motormasse analog zu Kapitel 4.4.

4.5.1. Ergebnisse

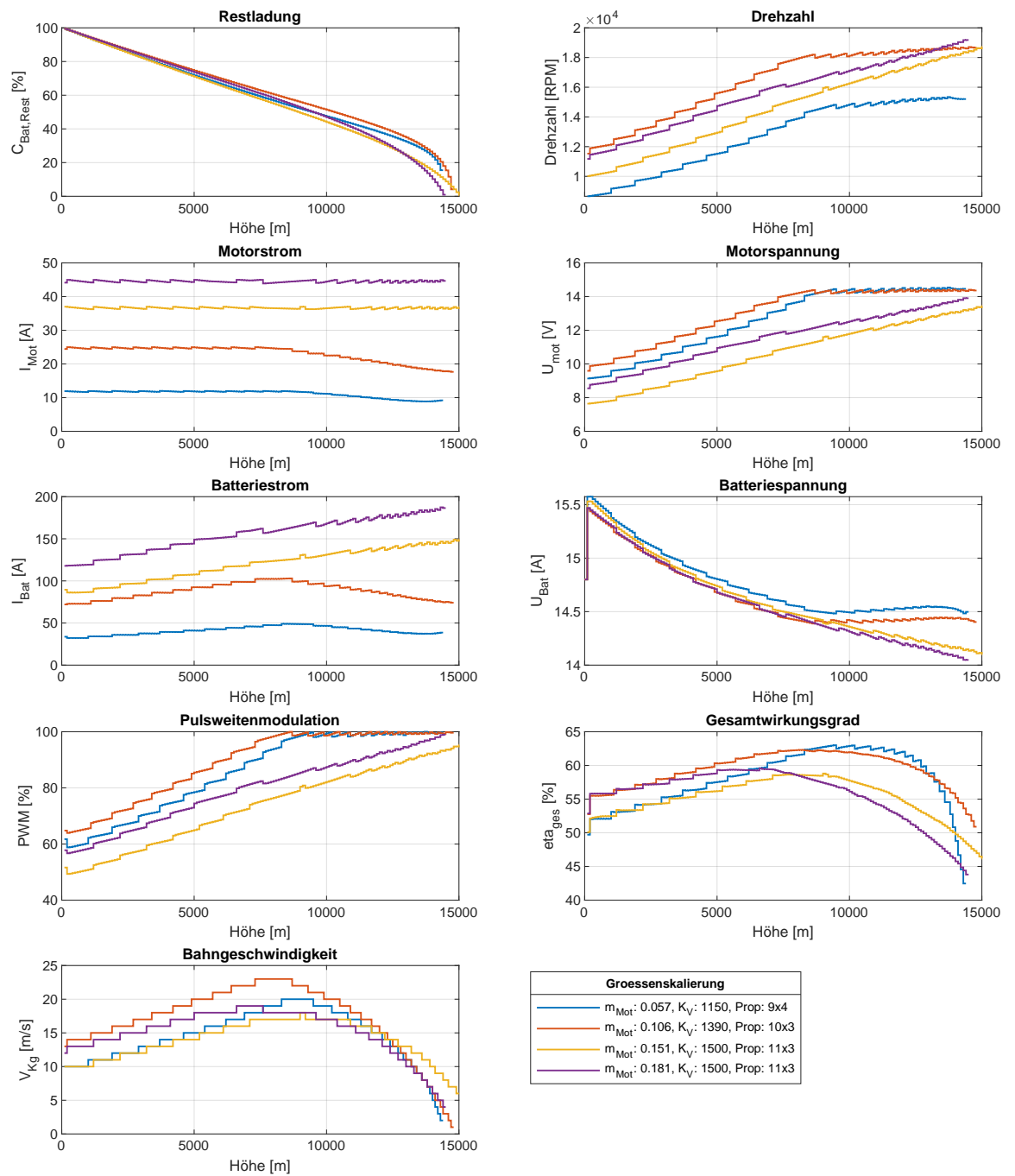


Abbildung 4.7.: Einfluss der Größenveränderung auf die maximal erreichbare Höhe

Eine äquivalente Größenskalierung besitzt einen vernachlässigbar kleinen Einfluss auf die Kostenfunktion, die maximale Höhe (Vgl. Abb. 4.8). **Begründung für Reichweitenunabhängigkeit von der Flugmasse.** An dieser Stelle kann somit festgehalten werden, dass eine Größenskalierung keinen Einfluss auf die Flugleistungen hat. Die Vorteile einer größeren Masse liegen für reale Anwendungsfälle vorrangig in der Massenträgheit. In einem Höhensektor von 0 bis 15 000 m treten im Durchschnitt starken Winde mit 100 km/h auf. Die Einflüsse von Böen in diesen Größenordnungen auf einen Multicopter fällt geringer aus, wenn die Masse höher ist. Dies erfordert im Umkehrschluss weniger Energie zur Kurs- und Lagekorrektur.

- größter Einfluss ist bei Motor zu verzeichnen. größerer maximaler Motorstrom
- Die Drehzahl hängt auch sehr vom Motor ab. genereller Trend geht in Richtung einer größeren Drehzahl bei größeren Motoren und mit höherem K_V -Wert
- entsprechend sinkt auch die Motorspannung mit dem K_V -Wert und 100 % PWM wird später erreicht. außerdem sinkt die optimale Steiggeschwindigkeit mit dem Gewicht des Gewicht
- der Gesamtwirkungsgrad ist bei einem geringen Gewicht deutlich höher und das schlägt sich auch auf die Restladung aus
- bei geringerem Gewicht begrenzt die mögliche Steiggeschwindigkeit den Flug, bei höherem Gewicht ist es die Restladung

4.5.2. Anzahl der Propeller

Wie sich oben zeigte, hat eine uniforme Skalierung des Fluggerätes keinen Einfluss auf dessen Flugleistung. Bisher wurde dabei nur Fluggeräte mit vier Rotoren untersucht. Dabei gilt es noch die Abhängigkeit der Flugleistungen von der Rotoranzahl zu überprüfen.

4.5.3. Ergebnisse

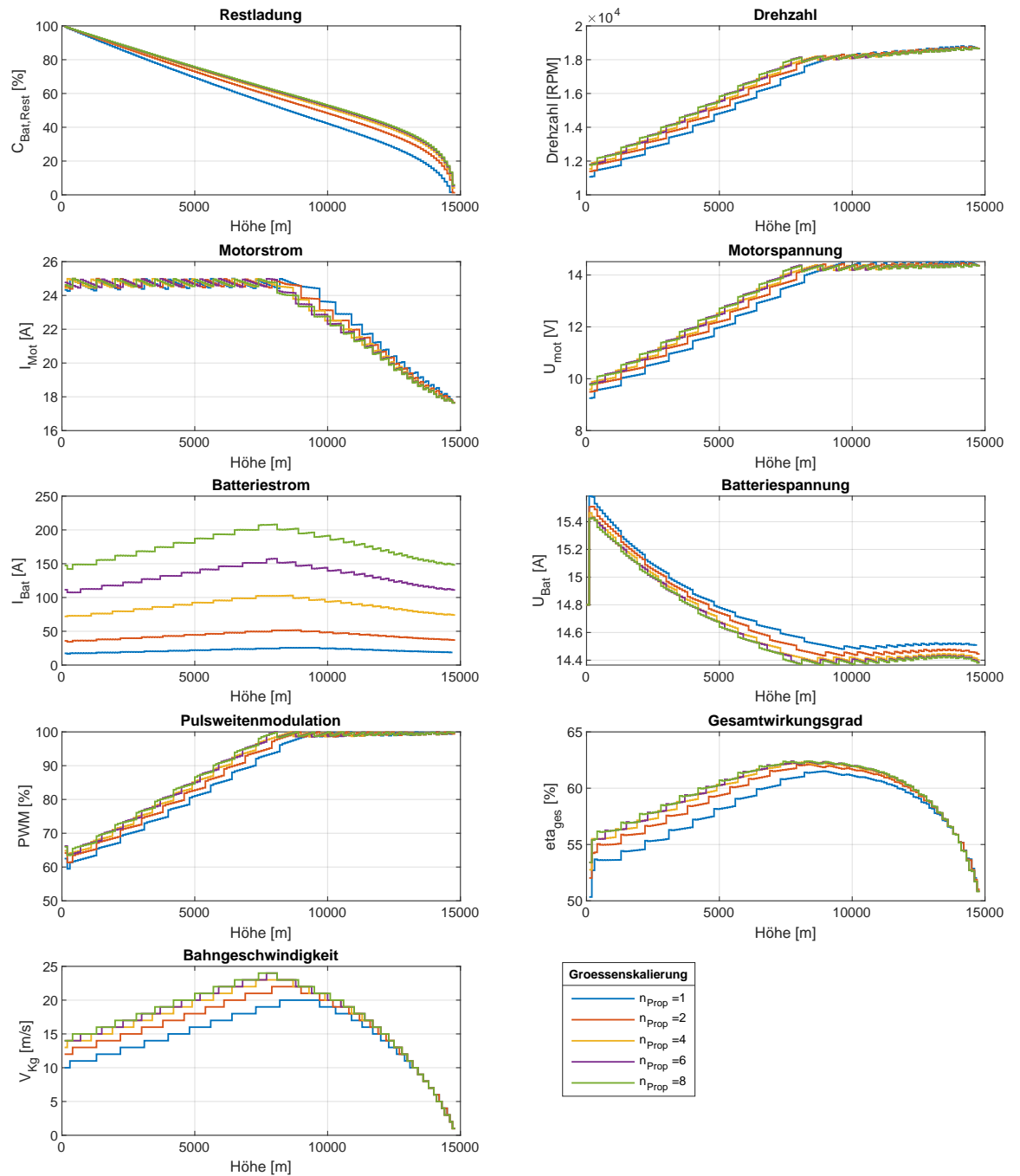


Abbildung 4.8.: Einfluss der Propelleranzahl auf die maximal erreichbare Höhe ($m_{Mot} = 106$ g, $K_V = 1390$ RPM/V, $n_{prop} = 4$, $Propeller = 10 \times 3$, $n_{Bat,cell} = 4$, $u_{wg} = 10$ m/s)

Analog zu den obigen Ergebnissen bewirkt eine äquivalente Veränderung der Rotoranzahl keine nennenswerten Änderungen der maximalen Flughöhe für gleiche Motoren. Die Begründung ist dieselbe wie Kapitel 4.5.1. An dieser Stelle sind jedoch Einschränkungen vorzunehmen. Der Monocopter erreicht die gleiche maximale Höhe wie die anderen Konstellationen. Der Monocopter benötigt jedoch zusätzlich noch Aktuatorik für die Abdeckung aller vier Stellgrößen, sprich den 3 rotatorischen (Rollen, Nicken und Gieren) und einem translatorischen. Weiterhin muss ein Drehmomentenausgleich vollzogen werden, sei es durch einen Heckrotor, eine angepasste Steuerung, die Formgebung des Rumpfes oder durch sonstige Mechanismen. Diese zusätzliche Aktuatorik benötigt der Duocopter ebenfalls. Ein Drehmomentenausgleich ist hier jedoch nicht notwendig. Beide erwähnten Punkte erhöhen die Gesamtmasse und benötigen zusätzlich Energie. Dies verringert die Gesamthöhe. Für mehrere Propeller müssten noch Penaltyfaktoren mit berücksichtigt werden, da mit der Anzahl der Propeller auch die Struktur und dessen Gewicht zunimmt.

4.6. Verstellpropeller

Ein bisherige Begrenzung der Flugleistungen erfolgte häufig durch die maximale Drehzahl des Propellers, die indirekt die Motorspannung beeinflusst. Besonders auffällig bei vorherigen Untersuchungen (vor allem in Bezug auf die Untersuchungen des Quadrocopters aus Kap. ??) ist, dass bei Propeller mit einem geringen Pitch die Drehzahl deutlich schneller steigt, als bei einem Propeller mit einem großen Pitch. Da vor allem die Drehzahl die Motorspannung bestimmt, ist eine Verringerung der Drehzahl bei gleichem Schub von Interesse / anzustreben. Mit zunehmender Flughöhe verringert sich die Dichte und damit auch der Schub, wenn die Rotordrehzahl oder der Blattanstellwinkel konstant gehalten werden. Diesem kann mit einer Erhöhung der Drehzahl oder mit einer Erhöhung der Blattanstellwinkel ausgeglichen werden. Während bei einem Drehflügler mit Flugtriebwerk nur eine Blattverstellung, nicht aber eine Drehzahlveränderung möglich ist, besitzen elektrisch, propellergetriebene Fluggeräte beide Möglichkeiten. Dies kann mit einem Verstellpropeller und entsprechender Aktuatorik realisiert werden.

Im Rahmen dieser Untersuchung liegen nur Propellerkennfelder mit einem konstanten Pitch vor. Das Vorgehen für einen Propeller mit variablem Pitch sieht so aus, dass für einen vorgegebenen Durchmesser alle Kennfelder mit diesem Durchmesser der Datenbank entnommen werden. Danach wird in der Leistungsuntersuchung jeder Propeller mit unterschiedlichem Pitch, aber gleichem Durchmesser, gegeneinander abgewogen. Die Auswahl für den in dem betrachteten Flugmoment besten Pitch erfolgt wieder über die Energiebetrachtung, analog zum Steigwinkel und der Steiggeschwindigkeit.

4.6.1. Ergebnisse

4.6.2. Ergebnisse

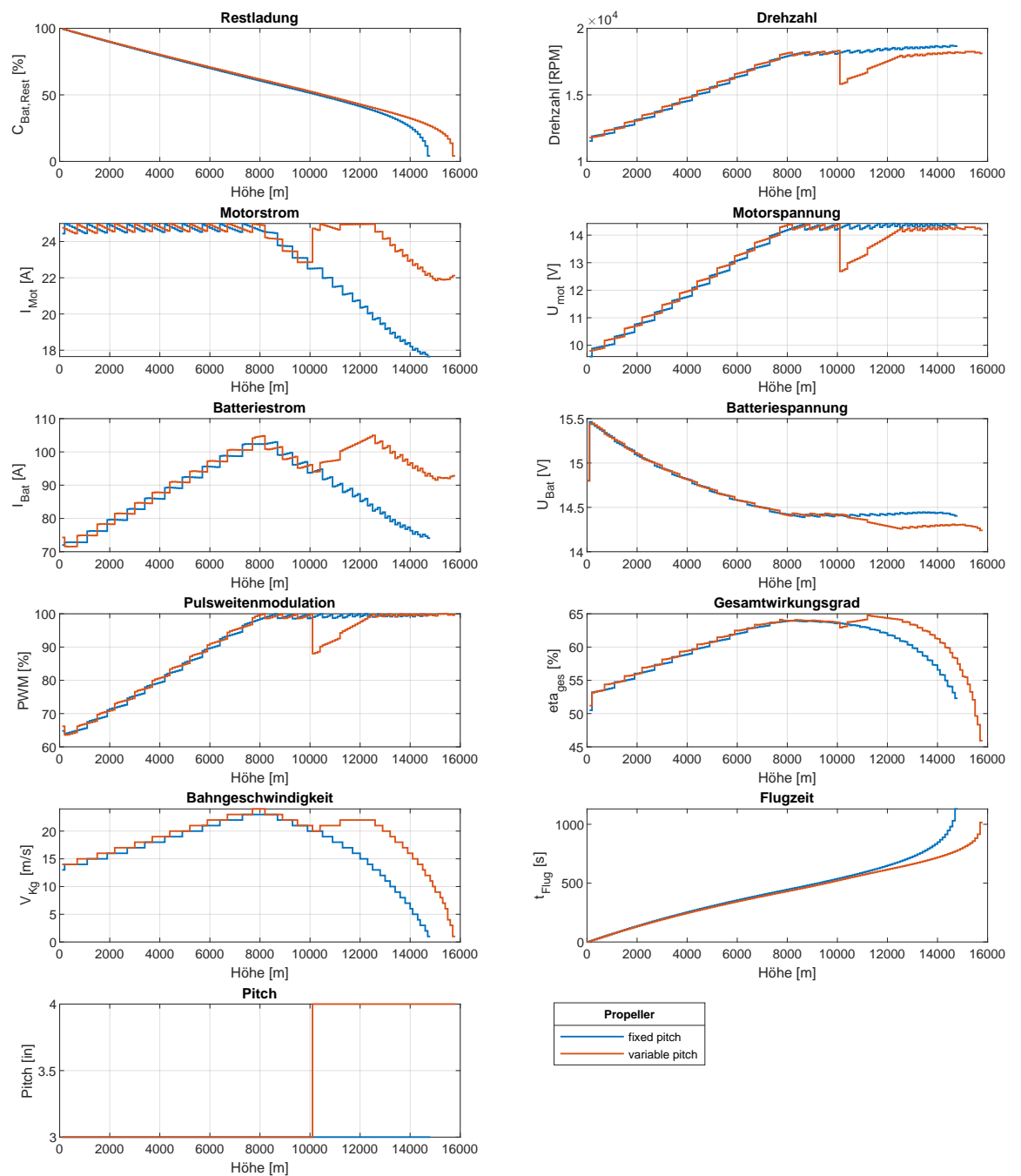


Abbildung 4.9.: Verstellpropeller

Der zusätzliche Höhengewinn durch einen Verstellpropeller ist gerade einmal 10 000 m. Die Leistungsparameter beider Propellerarten sind für die ersten 10 000 m identisch. Dies liegt am gleichen Pitch. Zuerst ist wieder ein Flug mit maximalen Motorstrom am effizientesten bis die PWM wieder 100 % erreicht und folglich der Motorstrom und der Batteriestrom abfallen. Da die Motorspannung konstant bleibt, bleibt auch die Drehzahl konstant. Die Bahngeschwindigkeit sinkt jedoch kontinuierlich ab. Während sich dieser Zustand beim Propeller mit festem Anstellwinkel nicht ändert, ist ab 10 000 m Steigflug ein Anstellwinkel von 4 in für den Verstellpropeller energetisch effizienter. Dies bewirkt, dass die Drehzahl und damit einhergehend die Motorspannung abfällt, während gleichzeitig der Motorstrom zum zweiten Mal auf sein maximales Niveau steigt. Gleichzeitig steigen auch der Wirkungsgrad und die Bahngeschwindigkeit erneut. Dieser Zustand kann ebenfalls wieder solange gehalten werden bis die PWM 100 % erreicht und somit die Bahngeschwindigkeit bis auf 0 m/s absinkt. Damit ist das Ende des Steigflugs erreicht.

Der Vorteil eines Verstellpropellers ist vergleichsweise gering. Dazu müssen auch noch folgende Einschränkungen vorgenommen werden. Der Verstellpropeller kann nur im Rahmen der in der APC-Datenbank vorhandenen Propeller modelliert werden. Dies setzt Ungenauigkeiten voraus, da eine kontinuierliche Verstellung nicht nachgebildet werden kann und nur so viele Verstellungen berücksichtigt werden können, wie auch Propeller mit verschiedenen Pitches in der Datenbank vorhanden sind. **Zudem ist man auf die Kennfelder angewiesen..** An dieser Stelle wurde der Propeller in gewisser Weise idealisiert. So wurde unter anderem die verlängerte Blattaufhängung außer Acht gelassen. Dies führt zu zusätzlichen Verlusten an der Blattwurzel und einer Verringerung des effektiven Radius. Bei einem Propeller mit konstantem Anstellwinkel kann diese sehr kurz gehalten werden, weshalb das profilierte Rotorblatt deutlich früher beginnt. Dies ist bei dem hier modellierten Verstellpropeller nicht berücksichtigt worden.

Weiterhin wurden in dieser Betrachtung das Gewicht des Verstellmechanismus an sich und der Aktuatorik für jeden einzelnen Propeller nicht berücksichtigt. Weiterhin bedeuten die Aktuatoren zusätzliche Verbraucher, die mitunter deutlich schneller zu einem Flug bei 100 % PWM führen würden. Letztendlich ist der fehlende Schub in großen Höhen nicht das Begrenzungsmerkmal, sondern die Drehzahl des Propellers und Motors sowie die Batteriespannung. Letztere macht den Verstellpropeller ein weiteres Stück redundant (Vgl. **Anhang**). Mit einem hohen Batteriestrom verschiebt sich der Bereich, in dem ein größerer Pitch vorteilhafter ist, noch weiter in größere Höhen. Damit sinkt auch die Einsatzdauer und schließlich der Nutzen. Schlussendlich bringt der Verstellpropeller einen entscheidenden Vorteil der Autorotation mit, der weniger für den Steigflug als für den anschließenden Sinkflug von Bedeutung ist. Durch die Autorotation ist ein antriebsloser Sinkflug möglich. Damit könnte die Batterie noch weiter entladen werden bevor ein Sinkflug eingeleitet werden muss, was im Umkehrschluss die erreichbare Höhe steigert.

4.7. Stufenloses Getriebe

Eine häufige Begrenzung der Leistung ist die maximale Drehzahl des Motors oder des Propellers. Diese nimmt mit großen Höhen stark zu. Ein stufenlos verstellbares Getriebe bringt Vorteile in der Begrenzung der maximalen Drehzahl (Machzahleffekte, Strömungsablösung etc.), dass heißt durch den Einsatz eines Getriebes kann die Drehzahl für den Motor entsprechend angepasst werden,

sodass diese nicht mehr den Flaschenhals für einen Steigflug darstellt. Die Übersetzung für ein Getriebe

$$i = \frac{\omega_{an}}{\omega_{ab}} \quad (4.8)$$

setzt sich in Abhängigkeit der Drehzahlen aus dem Verhältnis der Eingangsdrehzahl ω_{an} zur Ausgangsdrehzahl ω_{ab} zusammen. Weiterhin gilt für die Leistung, dass unter Berücksichtigung von Verlusten innerhalb des Getriebes die Eingangsleistung P_{an} gleich der Ausgangsleistung P_{ab} ist

$$P_{an} = \eta_{\text{Getriebe}} \cdot \omega_{an} \cdot M_{an} = \omega_{ab} \cdot M_{ab} = P_{ab} \quad (4.9)$$

mit dem Wirkungsgrad

$$\eta_{\text{Getriebe}} = \frac{P_{ab}}{P_{an}} \leq 1. \quad (4.10)$$

Aus den Gleichungen 4.8 bis 4.10 ergeben sich nun für die aus dem Propellerkennfeld ermittelten Drehzahl und dem Drehmoment die neue Drehzahl für den Motor

$$\omega_{neu} = \omega_{\text{Kennfeld}} \cdot i \quad (4.11)$$

und aus der Leistung

$$M_{neu} = \frac{P_{ab}}{\omega_{neu}}. \quad (4.12)$$

das neue Drehmoment. Die günstigste Übersetzung wird analog zum Steigwinkel des Flächenflugzeuges und analog zur Steiggeschwindigkeit durch eine Iteration über der Übersetzung i gefunden. Das Entscheidungskriterium ist auch hier die minimal aufgebrauchte Energiemenge für den jeweiligen Höhenschritt. An dieser Stelle ist das Getriebegewicht m_{Getriebe} nicht zu vernachlässigen. Diese fließt mit der Anzahl der Propeller in die Berechnung der Gesamtmasse mit ein

$$m = m_{\text{Bat}} + (m_{\text{Mot}} + m_{\text{Getriebe}}) \cdot n_{\text{Prop}} + m_{\text{Copter}}. \quad (4.13)$$

hier noch untersuchen, wie sich die KV Wert auf die Leistung auswirkt bei gleichem Motorgewicht. Außerdem noch feststellen, in welche Richtung die Drehzahl gewandelt wird

- KV Wert beeinflusst Übersetzung

4.7.1. Ergebnis

Der Einsatz eines idealen, stufenlosen Getriebes ($m_{\text{Getriebe}} = 0$ und $\eta_{\text{Getriebe}} = 1$) erzeugt einen erheblichen Höhengewinn. Für die gewählte Konstellation bedeutet dies einen TOC von ca. 20 800 m. Das ist ein Zuwachs von mindestens 6000 m zum Multicopter ohne Getriebe. Das CVT (continuously variable transmission)-Getriebe übersetzt dabei die Drehzahl des Motors, das heißt die Propellerdrehzahl ist größer als die des Motors.

Zu Beginn des Fluges übersetzt das Getriebe die Motordrehzahl mit einer Übersetzung von 1,4 ins Schnelle. die Drehzahl des Propellers beträgt dabei 20 000 U/min. Es folgt eine hyperbolische Abnahme der Übersetzung durch das Getriebe und damit auch der Drehzahl. Der Motor wird bei

maximaler Last betrieben, das heißt beim maximalen Motorstrom von 25 A und bei Volllast (PWM = 100 %). Die PWM schwankt in einem Bereich von 5 % in der Nähe von 100 %. Die Sprünge, die im Verlauf der Drehzahl, Des Motorstroms und der PWM zu verzeichnen sind, können auf die gewählte Diskretisierung der Getriebeübersetzung zurückgeführt werden. **Das stufenlose Getriebe ermöglicht den optimalen Betrieb des Motors, welcher in diesem Fall bei voller Leistungsentnahme ist. Es ermöglicht eine derartige Wandlung des der Drehzahl, sodass einerseits die PWM bei 100 % ist und andererseits der Motorstrom dem maximalen Dauerstrom entspricht. Also ein Betriebspunkt bei Volllast. Dies kann durch das Getriebe dauerhaft gehalten werden.** Die Steiggeschwindigkeit weist einen beinahe asymptotischen Verlauf von anfänglich 21 m/s an den Grenzwert von 26 m/s auf. Entsprechend dieser hohen Geschwindigkeiten braucht der Quadrocopter nur 14 min und 9 s bis zum Erreichen der maximalen Höhe.

In der Realität besitzt stufenlose Getriebe jedoch immer ein Eigengewicht und zeichnen sich durch einen vergleichsweise schlechten Wirkungsgrad aus (0,8 zu etwa 0,95 bei einem Stufengetriebe). Die hohen Verluste liegen in der hohen erforderlichen Reibkraft und Verstellkraft begründet. Unter Berücksichtigung dieser verringert sich der Höhengewinn schrittweise, je größer das Getriebege-
wicht und dessen Verluste ausfallen. Stufenlose Getriebe existieren im Modellbau, allerdings nur für Lastkraftwagenmodelle. Das Gewicht eines einzelnen Getriebes beläuft sich dabei auf mehr 700 g, wobei die Verstellelektronik nicht berücksichtigt wurde. Für einen vierrotorigen Multicopter entspräche das einem Zusatzgewicht von mehr als 2800 g. Trotz seines Nutzens für die Höhenleistung werden die Vorteile eines CVT-Getriebes durch dessen Nachteile überkompensiert. Ein solches Getriebe bedeutet bei all seiner Kompaktheit und Effizienz letztendlich große Zusatzmasse und einen weiteren, verlustbehafteten Komponenten innerhalb der Antriebskette. In Bezug auf die optimale Massenverteilung aus Kapitel 4.4 und die besagte Richtung einer Optimierung der Verhältnisse verändert Getriebe die Massenaufteilung in Richtung einer schlechteren. Aus all diesen Gründen kann von dem Einsatz eines CVT-Getriebes abgesehen werden.

4.8. Randbedingungen des Aeromot_UAV-Projekts

- Schlussendlich soll noch unabhängig von den vorherigen Ergebnissen der Einfluss der für dieses Projekt bestimmten Randbedingungen festgehalten werden
- diese betragen

Tabelle 4.2.: wichtige Parameter des Flächenflugzeugs

Parameter	Variablenname	Wert
■ Windgeschwindigkeit u_{Wg}	u_Wg	100 km/h
Nutzlast m_{Nutz}	m_Nutz	250 g

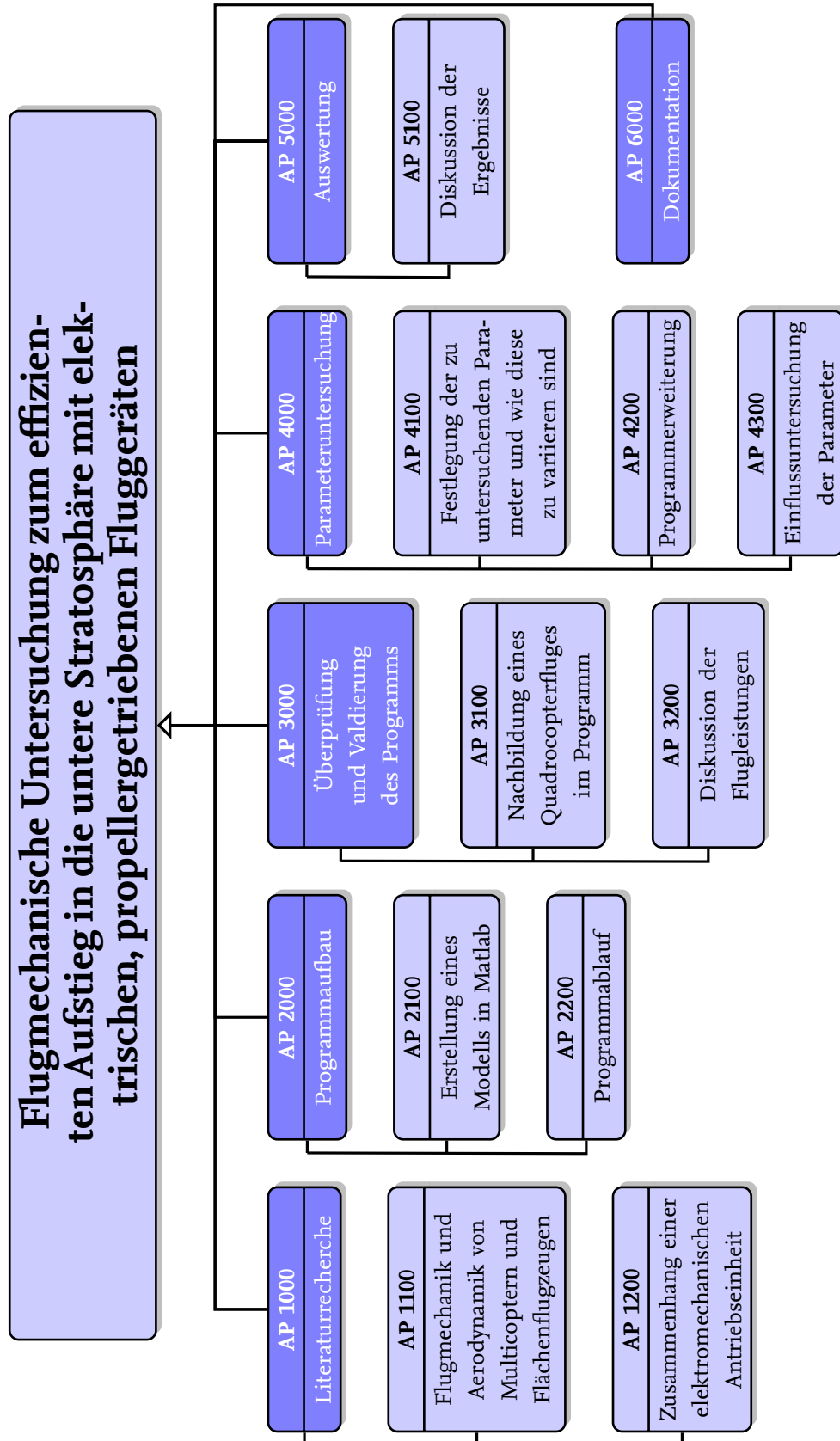
5 Zusammenfassung und Ausblick

5.1. Zusammenfassung

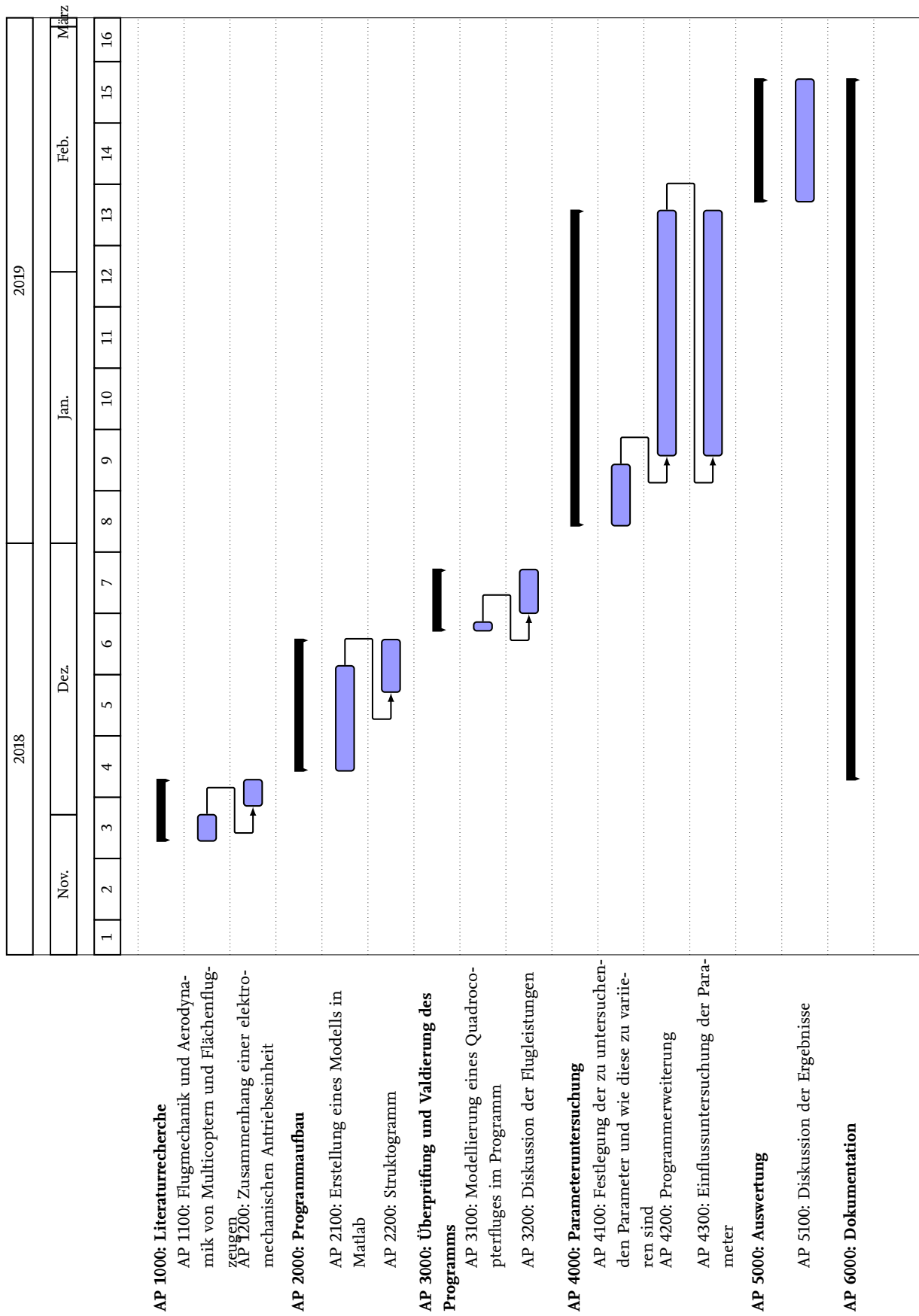
5.2. Ausblick

6 Projektmanagement

6.1.1. Projektstrukturplan



6.2. Zeitplan



		AP 1100
Titel	Flugmechanik und Aerodynamik von Multicoptern und Flächenflugzeugen	Seite: 1 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	27.11.2018	
Ende	31.11.2018	Dauer: 5 Tage
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ grundlegende Berechnung der Flugleistungen eines Multicopters■ vereinfachte Berechnung der Flugleistungen eines Flächenflugzeugs■ Kenntnis über flugmechanische Zusammenhänge Input: <ul style="list-style-type: none">■ Literaturrecherche bezüglich der Flugmechanik und Aerodynamik von Hubschraubern und Flächenflugzeugen Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">■ AP 2100■ AP 5200 Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Literaturrecherche■ Einlesen in die Thematik der Aerodynamik von Hubschraubern sowie Flächenflugzeugen Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Kenntnis über grundsätzliche flugmechanische und aerodynamische Zusammenhänge von Multicoptern bzw. Flächenflugzeugen■ Wissen über die Genauigkeit der getroffenen Annahmen sowie die Grenzen der Genauigkeit		

		AP 1200
Titel	Zusammenhang einer elektromechanischen Antriebseinheit	Seite: 2 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	01.12.2018	
Ende	04.12.2018	Dauer: 4 Tage
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Kenntnis über elektromechanische Antriebseinheiten■ Wissen über die gegenseitige Beeinflussung der Antriebseinheiten Input: <ul style="list-style-type: none">■ Literaturrecherche bezüglich Brushlessmotoren, Reglern, Batterien , etc. Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">■ AP 2100, AP 4000 Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Auseinandersetzung mit der Thematik■ Kenntnis über die Grundlagen eines elektromechanischen Antriebs Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Kenntnis über den Zusammenhang und die Berechnung einzelner Komponenten der elektrischen Antriebseinheit■ Wissen über die Grenzen der elektromechanischen Einheiten		

		AP 2100
Titel	Erstellung eines Modells in Matlab	Seite: 3 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 27.11.2018
Start	05.12.2018	
Ende	17.12.2018	Dauer: 2 Wochen
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Implementierung der Flugmechanik und Aerodynamik von Multicoptern und Flächenflugzeugen in Matlab■ Implementierung des elektromechanischen Antriebsstrangs Input: <ul style="list-style-type: none">■ Ergebnisse aus AP 1100 und AP 1200 Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">■ AP 4300 Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Implementierung der Zusammenhänge zwischen Aerodynamik, Flugmechanik und der elektrischen Antriebseinheit■ Anfertigen eines organisierten Programmablaufs von der Aerodynamik zur Batterieentladung■ Darstellung der Ergebnisse in geeigneten Diagrammen Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Ein geeignetes Programm für fortlaufende Untersuchungen und anschließende Programmerweiterung■ Fertiges Matlab Programm zur Durchführung einer ersten Simulationen von elektrisch angetriebenen Flugsystemen mit einer Bandbreite von Parametern sowie deren Auswertung		

		AP 2200
Titel	Struktogramm	Seite: 4 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	14.12.2018	
Ende	20.12.2018	Dauer: 7 Tage
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Erstellen eines Struktogramms für das Programm zur Leistungsberechnung Input: <ul style="list-style-type: none">■ Ergebnisse aus AP 2100 Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">■ AP 6000 Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Erstellen eines Struktogramms für die einzelnen Programmabläufe■ Überprüfung des Programmablaufs auf Optimierungspotenzial Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Strukturiertes Ablaufdiagramm, welches die entsprechenden Abläufe ohne Quelltext darstellt■ Optimierung der Programmablaufstruktur		

		AP 3100
Titel	Nachbildung eines Quadrocopterfluges im Programm	Seite: 5 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	21.12.2018	
Ende	22.12.2018	Dauer: 2 Tage
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Überprüfung der Validität des Quadrocopterfluges in Russland■ Validierung des aufgestellten Modells Input: <ul style="list-style-type: none">■ Ergebnisse aus AP 2100 Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Internetrecherche aller benötigten Parameter zur Nachbildung des Fluges im Programm■ Darstellung der nachgebildeten Flugleistungen in Diagrammen Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Nachgebildeter Flug im Programm		

		AP 3200
Titel	Diskussion der Flugleistungen	Seite: 6 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	23.12.2018	
Ende	28.12.2018	Dauer: 3 Tage
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Überprüfung der angegebenen Flugleistungen mit dem Programm■ Validierung des aufgestellten Modells		
Input: <ul style="list-style-type: none">■ Ergebnisse aus AP 3100		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">■ AP 3100		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Abgleichen der Flugleistungen des Programms mit den im Video gezeigten■ Logische Prüfung der Ergebnisse in Bezug auf die Umsetzung■ Nachvollziehen und Klären der Plausibilität der im Video gezeigten Flugleistungen		
Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Aussagen zur Validität des aufgestellten Modells		

		AP 4100
Titel	Festlegung der zu untersuchenden Parameter und wie diese zu variieren sind	Seite: 7 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	02.01.2019	
Ende	09.01.2019	Dauer: 1 Woche
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Liste mit allen zu untersuchenden und variierenden Parametern■ Wissen um die Implementierung im Modell Input: <ul style="list-style-type: none">■ Ergebnisse aus AP100, AP 2000 und AP 3000 Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">■ AP 4200 und AP 4300 Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Herausfiltern relevanter Parameter■ Suchen nach Möglichkeiten zur Variation der Parameter■ Vorabschätzung der Relevanz für die Flugleistungen■ Klärung eventueller Interferenzen Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Anzahl an zu untersuchenden Parameter und sinnvolle Variation dieser■ mögliche Zusammenhänge einzelner Parameter■ grobe Programmablaufsequenzen zur Untersuchung der Parameter		

		AP 4200
Titel	Programmerweiterung	Seite: 8 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	10.01.2019	
Ende	07.02.2019	Dauer: 4 Wochen
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Erweiterung und Anpassung des Programms um neue Aspekte der Parameteruntersuchung		
Input: <ul style="list-style-type: none">■ Ergebnisse aus AP 2000 und AP 4100		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">■ AP 2100		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Einbau weiterer Programmstrukturen, die die Untersuchung der in AP 4100 aufgestellten Parameter ermöglichen■ Erweiterung des Programms um Strukturen zur Visualisierung der Ergebnisse		
Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Erweitertes und an die Untersuchung angepasstes Programm■ Funktionen und Iterationen, die eine Parameteruntersuchung ermöglichen		

		AP 4300
Titel	Einflussuntersuchung der Parameter	Seite: 9 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	10.01.2019	
Ende	07.02.2019	Dauer: 4 Wochen
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Untersuchung des Einflusses der in AP 4100 festgelegten Parameter Input: <ul style="list-style-type: none">■ Ergebnisse aus AP 4100 und AP 4200 Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">■ AP 2000 Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Untersuchung des Parametereinflusses auf die Flugleistungen des Flugsystems■ Darstellung dieses Einflusses in dafür geeigneten Diagrammen, Graphen, Bildern, etc. Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Aufzeigen des Einflusses auf die Flugleistungen■ Ermittlung des Optimums für die Flugleistung		

		AP 5100
Titel	Diskussion der Ergebnisse	Seite: 10 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	08.02.2019	
Ende	22.02.2019	Dauer: 2 Woche
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Festhalten der optimalen Parameter zur Erfüllung der Mission■ Bewertung der Ergebnisse im Hinblick auf Korrektheit und technischer Realisierbarkeit■ Empfehlungen für die optimale Auslegung eines Flugsystems für einen Steigflug auf 10 km Höhe		
Input: <ul style="list-style-type: none">■ Ergebnisse aus AP 4200 und AP 4300		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">■ AP 4000		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Kritische Betrachtung der Ergebnisse und der gemachten Angaben■ Auswertung der Ergebnisse im Hinblick auf die bestmöglichen Flugeigenschaften		
Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Aussagen über eine bestmögliche Konstellation der Flugsystemparameter zum Erreichen einer Höhe von 10 km oder sogar 15 km■ Aussagen über die Realisierbarkeit■ Wissen um die Abweichungen von der Realität und deren Einfluss■ Ausblick auf zukünftige Entwicklungen		

		AP 6000
Titel	Dokumentation	Seite: 11 von 11
Verantwortlicher	Lucas Schreer	Version: 1.0
		Datum: 26.11.2018
Start	04.12.2018	
Ende	22.02.2019	Dauer: 11 Wochen
Bearbeiter	Lucas Schreer	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">■ Schriftliche Dokumentation der Arbeit		
Input: <ul style="list-style-type: none">■ AP 1000■ AP 2000■ AP 3000■ AP 4000■ AP 5000		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">■ Einarbeitung in Zeichensatzprogramme, wie \LaTeX, TikZ, PGF und Gnuplot■ Schriftliche Ausarbeitung der Arbeit		
Ergebnisse: <ul style="list-style-type: none">■ Bachelorarbeit		

Literatur

- [1] C. (DIY Drones) Anderson und C. Blouin. *10 km high flight with a 1kg quadcopter*. 2018. URL: <https://diydrones.com/profiles/blogs/10-km-high-flight-with-a-1kg-quadcopter>.
- [2] Gerhard Brüning, Xaver Hafer und Gottfried Sachs. *Flugleistungen: Grundlagen · Flugzustände · Flugabschnitte Aufgaben und Lösungen*. Zweite, neubearbeitete und erweiterte Auflage. Hochschultext. Berlin und Heidelberg: Springer, 1986. ISBN: 978-3-540-16982-6. DOI: 10.1007/978-3-662-07259-2. URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-07259-2>.
- [3] Roland Büchi. *Brushless-Motoren und -Regler: Grundlagen - Technik - Praxis*. 1. Aufl. vth-Fachbuch. Baden-Baden: Verl. für Technik und Handwerk neue Medien, 2013. ISBN: 978-3-88180-427-1.
- [4] *Drive Calculator*. 7.05.2018. URL: <http://www.drivecalc.de/>.
- [5] *eCalc - the most reliable electric Motor Calculator on the Web for RC Pilots*. 23.12.2018. URL: <https://www.ecalc.ch/>.
- [6] *flyeval - Flight Performance Evaluation of UAVs|estimate performance of UAV|multicopter|multirotor|quadcopter|quadcopter performance evaluation|endurance calculation*. 7.12.2018. URL: <https://flyeval.com/>.
- [7] Jon N. Ostler. "Flight Testing Small, Electric Powered Unmanned Aerial Vehicles". Thesis. Provo, Utah: Brigham Young University, 17.03.2006. URL: <http://hdl.lib.byu.edu/1877/etd1223>.
- [8] Minwoo Kim, Heejin Joo und Byungwook Jang. "Conceptual multicopter sizing and performance analysis via component database". In: *2017 Ninth International Conference on Ubiquitous and Future Networks (ICUFN)*. IEEE, 4.07.2017 - 07.07.2017, S. 105–109. ISBN: 978-1-5090-4749-9. DOI: 10.1109/ICUFN.2017.7993756.
- [9] Klaus-Peter Neitzke. "Rotary Wing Micro Air Vehicle Endurance". In: (2013).
- [10] Mark Drela. "First-Order DC Electric Motor Model". In: (2007).
- [11] Juan Augusto Paredes u. a. "Study of effects of high-altitude environments on multicopter and fixed-wing UAVs' energy consumption and flight time". In: *2017 13th IEEE Conference on Automation Science and Engineering (CASE)*. IEEE, 20.08.2017 - 23.08.2017, S. 1645–1650. ISBN: 978-1-5090-6781-7. DOI: 10.1109/COASE.2017.8256340.
- [12] Quan Quan. *Introduction to Multicopter Design and Control*. Singapore: Springer Singapore, 2017. ISBN: 978-981-10-3381-0. DOI: 10.1007/978-981-10-3382-7.
- [13] Joachim Scheiderer. *Angewandte Flugleistung: Eine Einführung in die operationelle Flugleistung vom Start bis zur Landung*. 1. Aufl. Berlin: Springer, 2008. ISBN: 978-3-540-72724-8.
- [14] Dongjie Shi u. a. "A Practical Performance Evaluation Method for Electric Multicopters". In: *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics* 22.3 (2017), S. 1337–1348. ISSN: 1083-4435. DOI: 10.1109/TMECH.2017.2675913.

- [15] Michael J. Stepaniak, Frank van Graas und Maarten Uijt de Haag. “Design of an Electric Propulsion System for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle”. In: *Journal of Aircraft* 46.3 (2009), S. 1050–1058. ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.38409.
- [16] Olivier Tremblay und Louis-A. Dessaint. “Experimental Validation of a Battery Dynamic Model for EV Applications”. In: *World Electric Vehicle Journal* 3.2 (2009), S. 289–298. DOI: 10.3390/wevj3020289.
- [17] Berend Gerdes Wall. *Grundlagen der Hubschrauber-Aerodynamik*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2015. ISBN: 978-3-662-44399-6. DOI: 10.1007/978-3-662-44400-9.

A Anhang

A.1. Flächenflugzeug

Der in Gleichung 2.32 aufgeführte Zusammenhang entsteht aus dem Verhältnis der Fluggeschwindigkeiten bei konstanten Auftriebsbeiwert. Aus der Definition des Auftriebsbeiwertes

$$c_A = \frac{A}{\rho/2 \cdot V^2 \cdot S} \quad (\text{A.1})$$

entsteht durch Umformen die Beziehung für die Geschwindigkeit

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot A}{\rho \cdot S \cdot c_A}}. \quad (\text{A.2})$$

Im Horizontalflug ($\gamma = 0$) kompensiert der Auftrieb lediglich die Gewichtskraft (Vgl. Gleichung 2.27)

$$A = G. \quad (\text{A.3})$$

Für jegliche Art von Steigflug ($\gamma \neq 0$) ist dies nicht mehr der Fall. Unter der Voraussetzung einer gleichen Gewichtskraft $m \cdot g$, gleicher Flügelfläche S und einem konstanten Auftriebsbeiwerts c_A ergibt sich für das Verhältnis der Geschwindigkeiten V/V^*

$$\frac{V}{V^*} = \frac{\sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos \gamma}{\rho \cdot S \cdot c_A}}}{\sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho^* \cdot S \cdot c_A}}} = \sqrt{\cos \gamma \cdot \frac{\rho^*}{\rho}}. \quad (\text{A.4})$$

A.2. Steiggeschwindigkeit

Für alle Bahngeschwindigkeiten			
Berechne Gesamtmasse			
Flugzeit für Höhenschritt berechnen			
Solange Abbruchkriterium nicht erreicht			
Aerodynamik berechnen			
Schub berechnen			
Schub auf Propeller verteilen			
Schub zu groß?			
ja		nein	
Ergebnis verwerfen (NaN)	Drehzahl und Drehmoment aus Propellerkennfeld interpolieren		
	Motorzustand berechnen		
Ø	Zustand der Motorregler berechnen		
	Zustand der Batterie neu berechnen		
	Gesamtwirkungsgrad berechnen		
Werden Grenzen überschritten?			
ja		nein	
Ergebnis verwerfen (NaN)		Ergebnis beibehalten	
Speichern der aufgebrauchten Energiemenge			
Sind die Werte NaN?			
nein		ja	
Solange Abbruchkriterium nicht erreicht		Verwerfe alle Ergebnisse	
Finde den Index mit der geringsten verbrauchten Energiemenge			
Werte innerhalb Leistungsgrenzen?		Ø	
ja			nein
Verlasse Schleife	Suche nächst kleinere Energiemenge		
Übergabe aller Leistungsparameter mit diesem Index			

Abbildung A.1.: Programmstruktur zur Ermittlung der optimalen Steiggeschwindigkeit

A.3. Batteriemasse

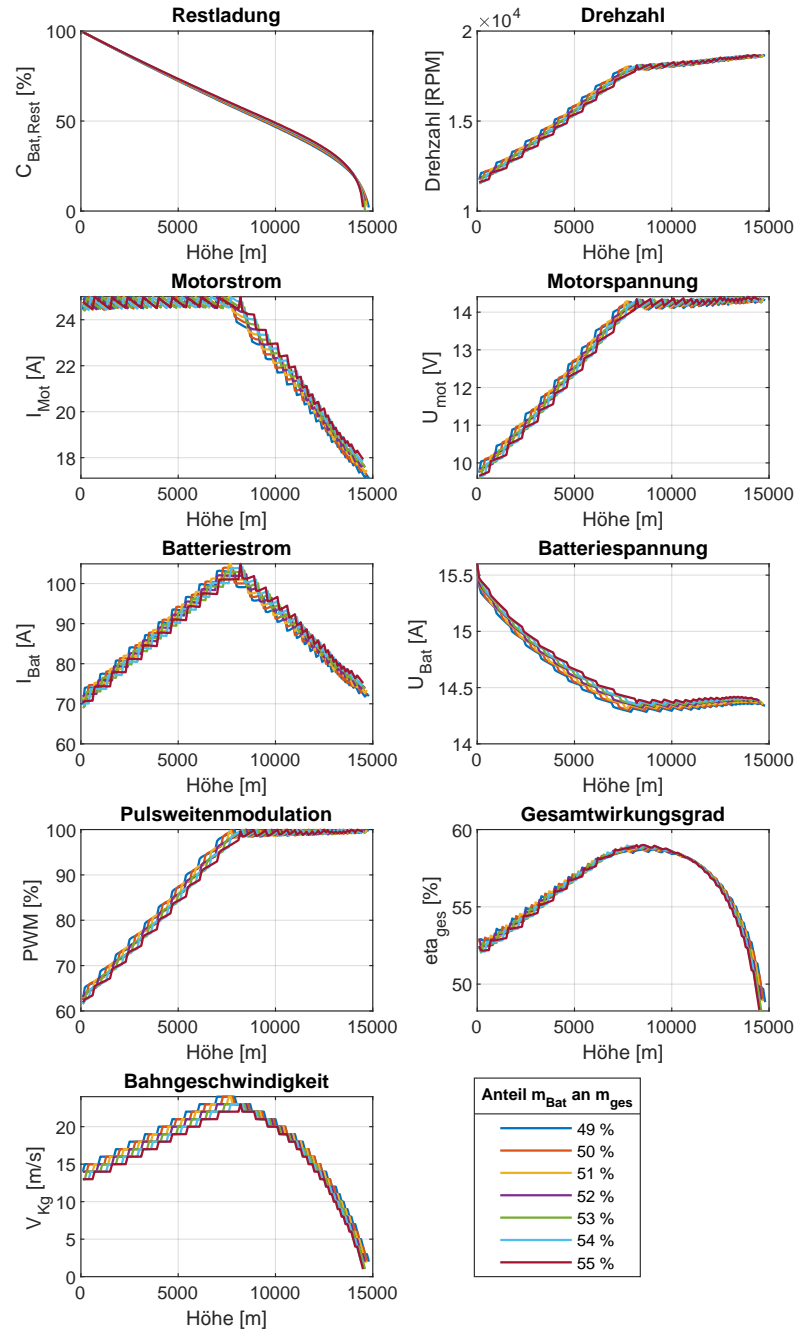


Abbildung A.2.: genauere Untersuchung der Batteriemassenabhängigkeit ($m_{\text{Mot}} = 106 \text{ g}$, $K_V = 1390 \text{ RPM/V}$, $n_{\text{Prop}} = 4$, $\text{Propeller} = 10 \times 3$, $n_{\text{Bat, cell}} = 4$, $u_{\text{Wg}} = 10 \text{ m/s}$)