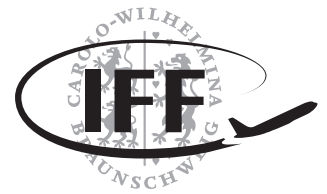




Technische
Universität
Braunschweig

Institut für
Flugführung



Bachelorarbeit

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

Lucas Schreer

6. März 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: 118
Abbildungen: 37
Tabellen: 15



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

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

In dieser Arbeit wird eine Leistungsuntersuchung an elektrisch, propellergetriebenen Fluggeräten durchgeführt, welche sowohl Multicopter als auch Flächenflugzeuge umfasst. Ziel ist es, eine Höhe von 10 km bis 15 km zu erreichen und der angedachte Hintergrund ist der Austausch von Wetterballonen für die Atmosphärenmessung durch solche Fluggeräte. Wetterballone besitzen viele Nachteile, die elektrische, propellergetriebene Fluggeräte nicht haben. Im März des Jahres 2018 zeigte ein Quadrocopterflug, dass es möglich ist eine Höhe von mehr als 10 000 m zu erreichen. Nach einer kurzen Darstellung zum Standpunkt der Technik folgt die Beschreibung der Flugleistungsberechnung innerhalb des dafür vorgesehenen Programms. Dies umfasst auch die Grenzen und Einschränkungen der verwendeten Modelle. Eine Überprüfung und Validierung des Programms erfolgt mit dem Abgleich eines realen Steigfluges auf 12 600 m mit einem Quadrocopter und den im Programm errechneten Flugleistungen. Dabei reproduziert das Programm die Flugleistungen akkurat, allerdings mit gewissen Abweichungen bzgl. der Motorregler.

Die eigentliche Parameteruntersuchung beginnt mit dem Vergleich der Flugleistungen von einem Multicopter mit einem äquivalenten Flächenflugzeug. Der Multicopter weist im Gegensatz zu einem Flächenflugzeug entscheidende Vorteile für diese Mission auf und Potential für eine zusätzliche Optimierung. Aus diesem Grund wird er im weiteren Verlauf genauer betrachtet. Die Optimierung bezieht sich vor allem den Motor, die Propeller, die Batterie und den Anteil der Batteriemasse am Gesamtgewicht. Schließlich wird noch der Leistungsgewinn durch den Einsatz von einem Verstellpropeller und einem Getriebe untersucht.

Inhaltsverzeichnis

Todo list	IV
Abbildungsverzeichnis	X
Tabellenverzeichnis	XIII
Nomenklatur	XIV
1. Einleitung	1
1.1. Motivation	1
1.2. Stand der Technik	1
1.3. Ziel der Arbeit	2
2. Programmbeschreibung zur Flugleistungsberechnung	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	7
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. Wirkungsgrad über das Gesamtsystem	20
2.2.10. Einhaltung technischer Grenzen	21
2.3. Vernachlässigungen und Vereinfachungen	21
2.3.1. Einschränkungen	21
2.3.2. Vereinfachungen	22
3. Nachbildung des Quadrocopterflugs auf 10 km Höhe	24
3.1. Komponenten des Quadrocopters und Umgebungsbedingungen	24
3.2. Ergebnis der Flugleistungsberechnung	26
3.3. Diskussion	28
4. Vergleich eines Flächenflugzeugs mit dem Quadrocopter	30
4.1. Einfluss der Steiggeschwindigkeit auf den Quadrocopterflug	31

4.2.	Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration	33
4.3.	Einflussfaktoren auf das Flächenflugzeug	36
4.3.1.	Propeller	36
4.3.2.	Motor-Propeller Kombination	37
4.3.3.	Anzahl der Motoren und Propeller	39
4.3.4.	Gleitzahl	42
4.3.5.	Auslegungsgeschwindigkeit	44
4.3.6.	Penalty-Faktor	46
4.3.7.	Zusammenfassung	48
4.4.	Ergebnisse des Vergleichs	48
5.	Optimierung weiterer Parameter	50
5.1.	Multicopter-Referenzkonfiguration	50
5.2.	Einflussfaktoren auf die Multicopter-Referenzkonfiguration	51
5.2.1.	Einfluss des Widerstands	51
5.2.2.	Einfluss der Batteriespannung	53
5.2.3.	Einfluss des Motorreglerwirkungsgrades	56
5.2.4.	Einfluss des maximalen Motorstroms	56
5.2.5.	Massenanteile der Komponenten	56
5.2.6.	Einfluss der Größe	59
5.2.7.	Anzahl der Propeller	61
5.2.8.	Einfluss eines Verstellpropellers	63
5.2.9.	Einfluss eines stufenlosen Getriebes	67
5.3.	Vorschlag einer optimalen Lösung	71
5.3.1.	Vorüberlegungen	71
5.3.2.	Ideale Randbedingungen	72
5.3.3.	AEROMET_UAV Randbedingungen	75
5.3.4.	Ergebnisse	77
6.	Zusammenfassung und Ausblick	78
6.1.	Zusammenfassung	78
6.2.	Ausblick	79
7.	Projektmanagement	80
7.1.	Projektstrukturplan	81
7.2.	Zeitplan	83
A.	Anhang	98
A.1.	Flächenflugzeug	98
A.2.	Propeller	98
A.3.	Motor	99
A.4.	Motorregler	100
A.5.	Batteriekapazität	101
A.6.	Vergleich von normierter zur originalen Batteriezelle	101

A.7. Steiggeschwindigkeit	103
A.8. Motorreglerwirkungsgrad	104
A.9. Batteriemasse	108
A.10. Verstellpropeller	110
A.11. Getriebe	116
A.12. Einfluss der Nutzlast	117

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 [36]	18
3.1. Die Flugleistungsgrößen im Programm des Quadrocopterfluges in Russland aufgetragen über der Höhe	27
4.1. Flugleistungen des Quadrocopter aus [2] mit variabler Steiggeschwindigkeit	32
4.2. Verlauf der Leistungsparameter über der Höhe für die Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)	34
4.3. Einfluss der Motor-Propeller-Kombination auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)	38
4.4. Einfluss der Propelleranzahl auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)	41
4.5. Einfluss der Gleitzahl auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)	43
4.6. Einfluss der Auslegungsgeschwindigkeit auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)	45
4.7. Einfluss des Penalty-Faktors auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)	47

5.1. Einfluss des Widerstandsbeiwertes auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)	52
5.2. Einfluss des Batteriezellenanzahl auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)	55
5.3. Einfluss des Batteriemassenanteils auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)	57
5.4. Einfluss der äquivalenten Größenveränderung auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)	60
5.5. Einfluss der Propelleranzahl auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)	62
5.6. Einfluss eines idealen (Eigengewicht gleich null und ideale Verwindung) Verstellpropellers auf die Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)	65
5.7. Einfluss eines idealen (Eigengewicht gleich null und Getriebewirkungsgrad gleich 100 %) Getriebes auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)	69
5.8. Auswirkungen der Übersetzung des Getriebes auf die Drehzahl und das Drehmoment von Motor und Propeller	70
5.9. Die Flugleistungen der bestmöglichen Konfiguration (Tab. 5.2)	74
5.10. Einfluss der AEROMET_UAV-Randbedingungen auf die bestmögliche Konfiguration (Tab. 5.2)	76
A.1. beispielhaftes Propellerkennfeld für einen APC 10x3 Propeller	99
A.2. Wirkungsgrad aufgetragen über verschiedenen Betriebspunkten des Motors	100
A.3. Wirkungsgrad des Motorreglers aufgetragen über der PWM	101
A.4. links: Durchschnittliche Spannungsabweichungen der Normzelle von den Zellen aus der Batteriedatenbank in Abhängigkeit von der C-Rate, rechts: Beispiel für die Spannungsabweichungen jeder Normzelle im Vergleich zur Originalzelle für eine Entladerate von 20 1/h	102
A.5. Programmstruktur zur Ermittlung der optimalen Steiggeschwindigkeit	103

A.6. Leistungsparameter für einer Verbesserung des Motorreglerwirkungsgrades (Halbierung der Verluste) für eine Batterie mit sechs Zellen	105
A.7. Leistungsparameter für einer Verbesserung des Motorreglerwirkungsgrades (Halbierung der Verluste) für eine Batterie mit sechs Zellen	106
A.8. Leistungsparameter für einer Verbesserung des Motorreglerwirkungsgrades (keine Verluste) für eine Batterie mit sechs Zellen	107
A.9. genauere Untersuchung der Batteriemassenabhängigkeit ($m_{Mot} = 106 \text{ g}$, $K_V = 1390 \text{ RPM/V}$, $n_{Prop} = 4$, $Propeller = 10 \times 3$, $n_{Bat,cell} = 4$, $u_{Wg} = 10 \text{ m/s}$)	109
A.10. Programmstruktur die Untersuchung des Nutzens eines Verstellpropellers	110
A.11. Programmstruktur die Untersuchung des Nutzens eines Verstellpropellers	111
A.12. Einfluss des Verstellpropellers auf die maximal erreichbare Höhe mit besonderem Hinblick auf die Einzelwirkungsgrade	113
A.13. Einfluss des Verstellpropellers auf die Flugleistungen der Referenzkonfiguration des Multicopters mit einem Gewicht von 85 g pro Verstelleinrichtung	115
A.14. Programmstruktur die Untersuchung des Nutzens eines Getriebes	116
A.15. Einfluss der Batteriemassenreduzierung durch die Nutzlast auf die Flugleistungen der optimalen Lösung (vgl. Tab. 5.2)	118

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	24
3.2. Batterieparameter der 4s3p Li-Ion Batterie	25
3.3. Umgebungs- und Missionsparameter	25
4.1. wichtige Parameter der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration	33
5.1. wichtige Parameter der Multicopter-Referenzkonfiguration	50
5.2. wichtige Parameter der optimalen Multicopter-Konfiguration	71
5.3. wichtige Parameter des Flächenflugzeugs	75

Nomenklatur

Akrynome

CVT	Continuously Variable Transmission
DFS	Deutsche Flugsicherung
DWD	Deutscher Wetterdienst
ESC	Electronic Speed Control (Motorregler)
PWM	Pulsweitenmodulation
QNH	Query: Nautical Height
TOC	Top Of Climb
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
VTOL	Vertical Take Off and Landing

Lateinische Bezeichnungen

Notation	Einheit	Beschreibung
a	m/s	Schallgeschwindigkeit
A	N	aerodyn. Auftriebskraft
c	-	Beiwert
C	As	Kapazität
\dot{C}	1/s	Entladerate (C-Rate)
E	-	Gleitzahl
F	m ²	Fläche
g	m/s ²	Erdbeschleunigung
H	m	Höhe
\dot{H}	m/s	Höhenänderung (Steiggeschwindigkeit)
i	-	Übersetzungsverhältnis
i	-	Zählervariable
I	A	elektr. Stromstärke
K	-	Konstante
m	kg	Masse
M	N/m	Drehmoment
Ma	-	Machzahl
n	-	Anzahl
p	Pa	Druck

P	W	Leistung
r	m	Radius
R	J/(kg K)	spez. Gaskonstante der Luft
R	Ω	elektr. Widerstand
S	N	Schubkraft
T	K	Temperatur
u	m/s	Geschwindigkeit in x-Richtung
U	V	elektr. Spannung
V	m/s	Fluggeschwindigkeit
\dot{V}	m/s ²	Ableitung der Geschwindigkeit (Beschleunigung)
w	m/s	Geschwindigkeit in z-Richtung
W	N	aerodyn. Widerstandskraft
x, X	-	in Längsrichtung des Fluggeräts
y, Y	-	in Seitenrichtung des Fluggeräts
z, Z	-	in Höhenrichtung des Fluggeräts

Griechische Bezeichnungen

Notation	Einheit	Beschreibung
α	°	Anstellwinkel
γ	°	Bahnneigungswinkel (Steigwinkel)
$\dot{\gamma}$	°/s	Ableitung des Bahnneigungswinkels (Änderungsrate)
η	%	Wirkungsgrad
Θ	°	Neigungswinkel
κ	-	Adiabatenexponent
ρ	kg/m ³	Luftichte
σ	°	Schubeinstellwinkel
ω	J/kg	Energiedichte
Ω	1/s	Drehzahl

Indizes

Notation	Beschreibung
0	Startwert
11	in 11 km Höhe MSL
∞	im Unendlichen
a	aerodynamisches Achsensystem
ab	abgehend
an	anliegend

<i>A</i>	aerodynamisch
<i>A</i>	Auftrieb
<i>Bat</i>	Batterie
<i>cell</i>	Zelle
<i>copter</i>	Multicopter
<i>f</i>	flugerätefestes Achsensystem
<i>Flug</i>	Flug
<i>Flugzeug</i>	Flächenflugzeug
<i>g</i>	geodätisches Achsensystem
<i>ges</i>	gesamt
<i>Getriebe</i>	Getriebe
<i>i</i>	innen
<i>i</i>	induziert
<i>K</i>	flughahnfestes Achsensystem
<i>max/min</i>	maximal / minimal
<i>M</i>	modifiziert
<i>Mot</i>	Motor
<i>nom</i>	nominal
<i>normiert</i>	normiert
<i>Prop</i>	Propeller
<i>PWM</i>	Pulsweitenmodulation
<i>Rest</i>	Rest
<i>Strahl</i>	bezogen auf den Strahl des Propellers
<i>tip</i>	auf die Blattspitze bezogen
<i>V</i>	Volt
<i>W</i>	Widerstand
<i>W</i>	auf den Wind bezogen
<i>Welle</i>	bezogen auf die Welle des Propellers

Hochgestellte Indizes

Notation	Beschreibung
(A)	aerodynamisch
(★)	Auslegungszustand

1 Einleitung

Ein kurzer Überblick zum Hintergrund, der zu dieser Studie geführt hat, bildet den Anfang der Abhandlung. Es folgt eine Beschreibung des derzeitigen Standes der Technik sowie eine Darlegung, in wie weit und auf welche Art dieses Forschungsgebiet überhaupt bisher bearbeitet worden ist. Abschließend wird das übergreifende Ziel dieser Untersuchung genauer beschrieben.

1.1. Motivation

Im Rahmen des Forschungsprojektes AEROMET_UAV wird nach Alternativen für den Einsatz von Wetterballons zur Atmosphärenmessung geforscht. Wetterballons liefern seit jeher wichtige Messdaten im Bereich der Wetter- und Klimamessung. Allerdings sind die Ballone von den Umgebungseinflüssen wie Wind und Temperatur abhängig. Die empfindliche Außenhülle des Ballons erweist sich zudem als sehr anfällig gegenüber kleinen Beschädigungen, die ein vorzeitiges Platzen des Ballons verursachen können [38]. 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. Dies stellt nicht nur einen Kosten- sondern auch einen Risikofaktor dar. Der Deutsche Wetterdienst (DWD) benutzt für seine Ballone bis auf einige Ausnahmen Wasserstoff. Reste dieses Gases können sich noch in der Ballonhülle befinden und bei einer unachtsamen Bergung der Radiosonde entzündet werden. Die Höhe, die ein Wetterballon erreichen kann, liegt im Regelfall zwischen 20 und 30 km [38].

Als eine erfolgversprechende Alternative erweisen sich sogenannte Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Der Vorteil der UAVs liegt vor allem in ihrer Robustheit, der Steuerbarkeit und der einfachen Bedienung. Im März des Jahres 2018 veröffentlichte Denis Koriakin ein Video [2], in dem er ein Steigflug eines 1 kg schweren Quadrocopters auf eine Höhe von 10 km zeigt.

1.2. Stand der Technik

Die Bedeutung von unbemannten Fluggeräten in Bereichen wie der Paketzustellung [1], der Überwachung [3], dem Einsatz beim Pflanzenschutz in der Landwirtschaft [10] etc. wächst kontinuierlich. 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 [17] wird mithilfe von Flugversuchen die Flugzeugpolare von Modellflugzeugen ermittelt. Mit dieser wird im Anschluss die Flugleistung quantifiziert. Wiederum in [18] 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 [9, 11, 15]. 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 Zusammenwirken aller Antriebskomponenten und schätzt erste Betriebsparameter ab. Der Höheneinfluss auf das Leistungsverhalten wird in [26] behandelt und wieder anhand von Flugversuchen validiert. Diese Flugversuche werden auf unterschiedlichen Höhenniveaus durchgeführt. Dabei verweilt 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 [28, 32, 33] 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 durchgeführt worden sind. Auch das Leistungsverhalten wird verstärkt mit Blick auf eine Optimierung betrachtet. Für einen Steigflug auf 10 km oder sogar 15 km liegen noch keine ausreichenden Untersuchungen vor. 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 [2] in Russland im Mai 2018 gelungen.

1.3. Ziel der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist eine Untersuchung der flugmechanischen Eigenschaften von elektrischen, propellergetriebenen Fluggeräten. Dazu wird ein Programm entwickelt, mit dem die Flugleistungen der UAVs berechnet werden können. Das Fluggerät soll eine Flughöhe von 10 km oder sogar 15 km zu erreichen. Dazu soll ein geeignetes Fluggerät gefunden und weiter optimiert werden, indem anhand

geeigneter Parameter und ihrer Variation die bestmögliche Konstellation ermittelt wird. Dies kann sowohl das Fluggerät an sich betreffen oder Missionsparameter wie z.B. die Steiggeschwindigkeit.

2 Programmbeschreibung zur Flugleistungsberechnung

Im Folgenden wird das Programm, auf dem die Flugleistungsberechnung basiert, beschrieben. Zuerst wird auf die Programmstruktur eingegangen und der Ablauf erörtert (Kap. 2.1). Daraufhin erfolgt die Aufführung aller Parameter, die das Fluggerät und seine Komponenten definieren und die Veranschaulichung der grundlegenden mathematischen Zusammenhänge für die Berechnung (Kap. 2.2). Anschließend wird noch auf die einzuhaltenden Grenzen der Berechnung eingegangen sowie die getroffenen Einschränkungen und Vereinfachungen geschildert (Kap. 2.3).

2.1. Aufbau des Programms

Die Leistungsberechnung ist umgekehrt zu einem realen Fluggerät aufgebaut. Genaugenommen handelt es sich bei dem hier beschriebenen Ablauf des Programmes zur Flugleistungsberechnung um ein statisches Modell. Dies steht dem realen, dynamischen Verhalten eines Fluggeräts entgegen. 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. Der Ablauf des MATLAB-Skriptes wird in Abb. 2.1 und der der Leistungsberechnung in Abb. 2.2 dargelegt.

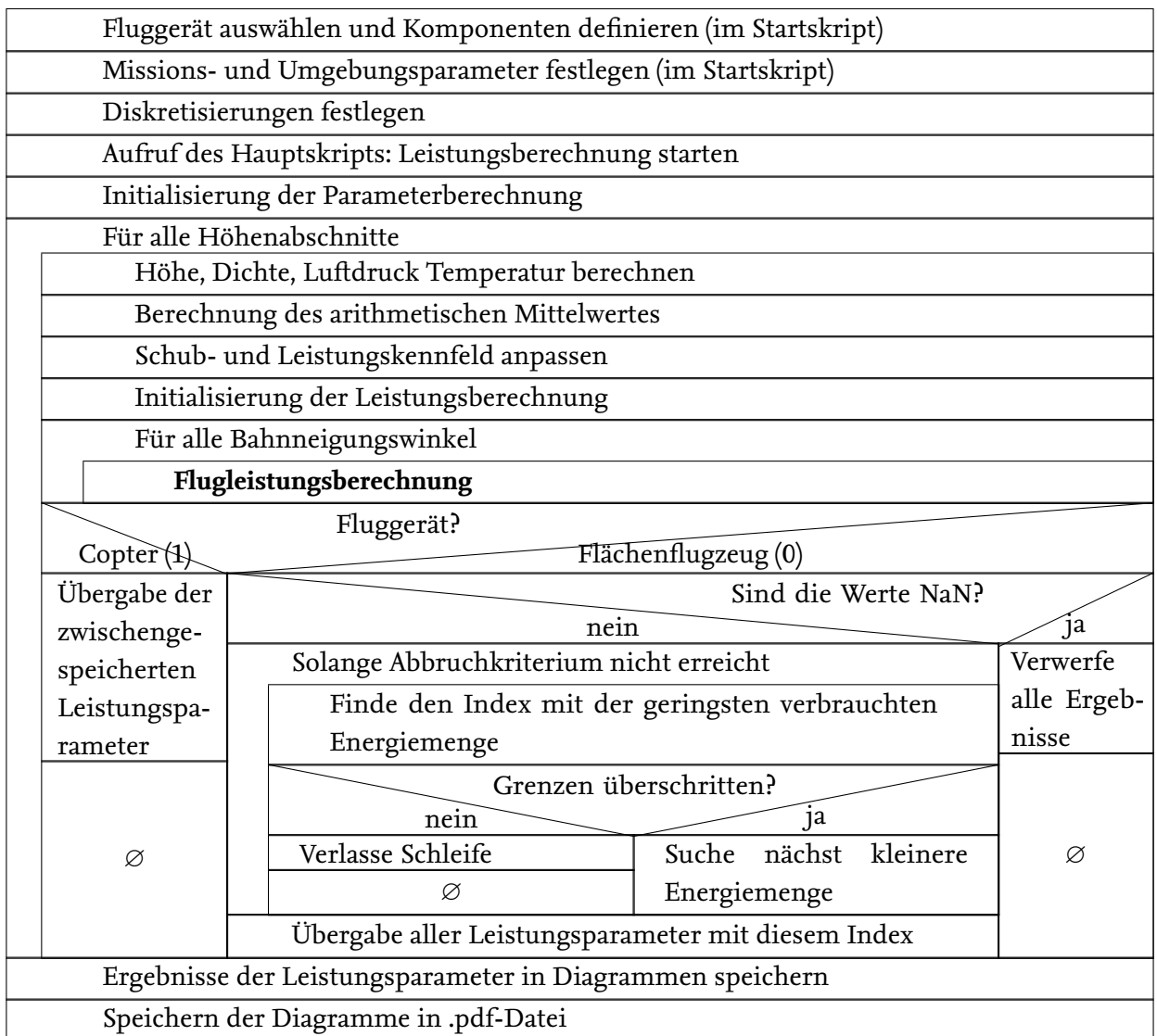


Abbildung 2.1.: Programmablauf

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. 2.2.3). Wiederum werden Ergebnisvektoren übergeben. Innerhalb einer weiteren Schleife wird der Bahnneigungswinkel für das Flächenflugzeug variiert. Es folgt die Flugleistungsberechnung (Abb. 2.2).

Fluggerät?	
Copter (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?	
Copter (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 Berechnung startet mit der Ermittlung des benötigten Schubes für eine vorgegebene Fluggeschwindigkeit innerhalb eines aerodynamischen Modells. Je nachdem welches Fluggerät untersucht wird, unterscheiden sich die aerodynamischen Modelle 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 das 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. 2.2.10). 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 Bahnneigungswinkels für das Flächenflugzeug anhand der minimalen aufgebrauchten Energie für den jeweiligen Höhenschritt. Zuletzt werden die Ergebnisse in Diagrammen visualisiert.

2.2. Flugleistungsberechnung

Die folgende Flugleistungsberechnung ist äquivalent zum Ablauf innerhalb des Programms (Vgl. Kap. 2.1) dargelegt.

Nach der Festlegung der Fluggeräteart werden die Parameter des Multicopters oder des Flächenflugzeugs zur Charakterisierung dieser bestimmt. Im Anschluss werden die Formeln der Leistungsbe-
rechnung dargelegt und letztendlich die technischen Grenzen aufgeführt.

2.2.1. Fluggerät

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. Zu Beginn der Mission muss daher 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 den Luftdruck 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	verwendete Größe
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	$1,4$
Gaskonstante der Luft R	R	287 J/(kgK)
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

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

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

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

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

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

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

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

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 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	verwendete Größe
Leermasse des Multicopters m_{copter}	m_copter	kg
Obere Stirnfläche $F_{\text{copter,oben}}$	F_copter_oben	m ²
Seitliche Stirnfläche $F_{\text{copter,seitlich}}$	F_copter_seitlich	m ²
Oberer Widerstandsbeiwert $c_{W,\text{copter,oben}}$	c_W_copter_oben	-
Seitlicher Widerstandsbeiwert $c_{W,\text{copter,seitlich}}$	c_W_copter_seitlich	-
Maximaler Auftriebsbeiwert $c_{A,\text{copter,max}}$	c_A_copter_max	-

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 [4]. 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.

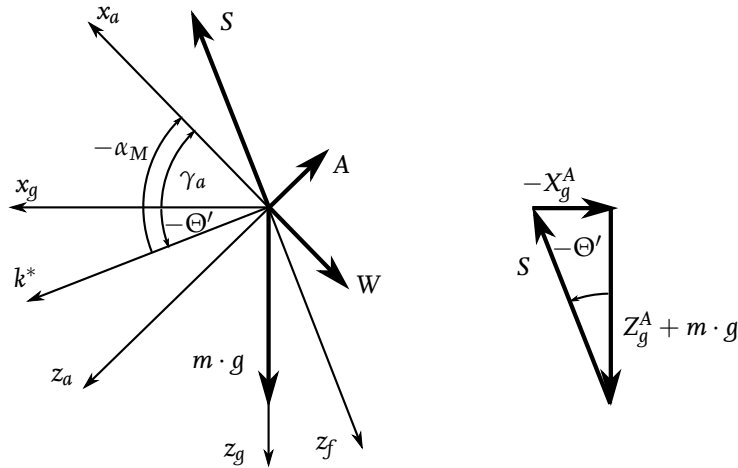


Abbildung 2.3.: Kräftegleichgewicht am unbeschleunigten Multicopter unter Berücksichtigung aerodynamischer Kräfte (k^* ist eine beliebige Achse in der x_f, y_f -Ebene).

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

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

und

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

berechnet. Auf diese folgt die Berechnung der aerodynamischen Kräfte

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

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

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	verwendete Größe
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	verwendete Größe
Kleinster 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 [5, S.77] sind

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

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

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

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

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

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 [5, 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 [5, 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

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

mit einer Vergrößerung der Flughöhe und des Steigwinkels (Herleitung siehe A.1). 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

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

Die Theorie gilt nur für den Bereich kleiner Bahnneigungswinkel. Mit der Variablen `Flugzustand_Flaechenflugzeug` 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)

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

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

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

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

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_Flaechenflugzeug` = 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

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

Die minimal aufgebrauchte 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 [30, 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 [27] zu entnehmen. Die Anzahl der Propeller beeinflusst entscheidend die Geometrie des Fluggerätes. Weiterhin wird damit der benötigte Schub auf die Anzahl der Propeller aufgeteilt.

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 angegeben. Diese Kennfelder enthalten für eine Drehzahl die Geschwindigkeiten, Fortschrittsgrade, Schub- und Leistungsbeiwerte, Schub und Leistung sowie weitere Kenngrößen, die innerhalb des „NASA Transonic Airfoil Analysis Computer Program“ numerisch berechnet wurden [13]. Ein beispielhaftes Kennfeld ist in A.2 dargelegt. 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` (entnommen aus [4]) 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 Dichte 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

$$S = \dot{m} \cdot w_{if\infty} = \rho \cdot A_{Propeller} \cdot w_{if} \cdot w_{if\infty} \quad (2.40)$$

zusammen. Unter der Annahme vernachlässigbar kleiner Differenzen von induzierten Geschwindigkeiten w_{if} und Geschwindigkeiten im voll ausgebildeten Abstrom $w_{if\infty}$ kann das Schubkennfeld des Propellers an den Höheneinfluss

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

angepasst werden. Diese Beziehung gilt analog für die Leistung und das Drehmoment. Bei den hohen Drehzahlen des Propellers können Machzahleffekte auftreten. Um dies zu kontrollieren wird zusätzlich noch die Blattspitzengeschwindigkeit berücksichtigt

$$Ma_{tip} = \frac{\Omega \cdot r}{a} . \quad (2.42)$$

Der Propellerwirkungsgrad η_{Prop}

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

setzt die erzeugte Strahlleistung

$$P_{Strahl} = S \cdot (w_{if} + w_{Af}) \quad (2.44)$$

in Bezug zur Wellenleistung

$$P_{Welle} = \Omega \cdot M . \quad (2.45)$$

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 [37, S.153]. Im Gegensatz zu van der Wall wird an dieser Stelle mit den senkrecht durch die Propellerebene gehenden Geschwindigkeiten $w_{ges,f} = w_{if} + w_{Af}$ gerechnet:

$$(w_{if} + w_{Af})_{n+1} = w_{if,n} - \frac{w_{if,n}}{w_{if,n-1}}, \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (2.46)$$

mit

$$f = w_{if,n} - w_{Af} - \frac{w_{i0f}}{\sqrt{u_{Af} + w_{if,n}}} \quad \text{und} \quad f' = 1 + w_{if,n} \cdot \frac{w_{i0f}}{\sqrt[3]{u_{Af} + w_{if,n}}} . \quad (2.47)$$

Dabei ist

$$u_{Af} = V_A \cdot \cos \alpha_M \quad (2.48)$$

die laterale Komponente entlang der Propellerebene und

$$w_{Af} = -V_A \cdot \sin \alpha_M \quad (2.49)$$

und die vertikale Komponente der Propelleranströmung durch die Rotorebene. Den Startwert der Iteration stellt die induzierte Geschwindigkeit im Schwebeflug $(w_{if} + w_{Af})_0 = w_{i0f}$ dar. Hierbei ist darauf hinzuweisen, dass für w_{Af} die Vorzeichenkonvention nach [37] gewählt wurde, was einem umgedrehten Vorzeichen zur LN 9300 entspricht.

2.2.6. Motorzustand

Manche Motorbezeichnungen erfolgen nach der Form „AXI 2814/20 GOLD LINE“ (Die Werte stehen für Stator Durchmesser: 28 mm, Stator dicke: 14 mm, Windungszahl: 20). 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 [25].

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 [23] (siehe dazu auch Anhang A.3. Der Motorstrom berechnet sich aus

$$I_{Mot} = Q \cdot K_v + I_0. \quad (2.50)$$

Mit dem Strom ergibt sich die Spannung zu

$$U_{Mot} = \frac{\Omega}{K_v} + R_i \cdot I_{Mot}. \quad (2.51)$$

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}

$$\eta_{Mot} = \frac{M \cdot \Omega}{U_{Mot} \cdot I_{Mot}}. \quad (2.52)$$

2.2.7. Zustand der Motorregler

Das Modell der Wirkungsgradberechnung von bürstenlosen Gleichstrom-Motorreglern (Electronic Speed Control (ESC)) stammt aus [20] und wird auch in [4] verwendet. Hiernach berechnet sich der Wirkungsgrad

$$\eta_{ESC} = \begin{cases} 0,7 \cdot PWM + 0,50 & , \text{wenn } 0 < PWM \leq 0,5 \\ 0,2 \cdot PWM + 0,75 & , \text{wenn } 0,5 < PWM \leq 1 \\ \text{undefiniert} & , \text{sonst} \end{cases} \quad (2.53)$$

mit der Pulsweitenmodulation (PWM)

$$PWM = \frac{U_{mot}}{U_{Bat}}, \quad (2.54)$$

die sich aus dem Spannungsverhältnis des ESCs zusammensetzt. Die Abhängigkeit des Motorreglerwirkungsgrades wird im Anhang A.4 veranschaulicht.

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. Dieser Wert errechnet sich aus den verwendeten Batteriezellen [21], die in Kap. 3 verwendet werden

$$\omega = \frac{3,12 \text{ Ah} \cdot 3600 \text{ s/h} \cdot 3,7 \text{ V}}{0,0466 \text{ kg}}. \quad (2.55)$$

Die minimale Zellenspannung ist ein Erfahrungswert, der am *Institut für Flugführung* verwendet wird. 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. Häufig werden Batterien z.B. in der Form 4s3p angegeben. Diese Angabe beschreibt die Bauform der Batterie. Dabei enthält die Batterie insgesamt 12 (4 · 3) Zellen, wobei 4 seriell (s) und 3 Zellen parallel (p) angeschlossen sind. Die seriell angeschlossenen Batteriezellen definieren die nominelle Batteriespannung, in diesem Fall 4 · 3,7 V also 14,8 V. Dahingegen bestimmen die parallel geschalteten Zellen die Kapazität (z.B. 3 · 3 Ah = 9 Ah).

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

Parameter	Variablenname	Einheit
Energiedichte $\frac{E_{Bat}}{m_{Bat}}$	E_Dichte	890 540 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
Maximale C-Rate $\dot{C}_{Rate,max}$	C_Rate_max	1/h
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_nomiert	-

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 [35]. 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. 2.4) der Batterie berücksichtigt [36] und somit auch die oben genannten Batteriespannungsabhängigkeiten.

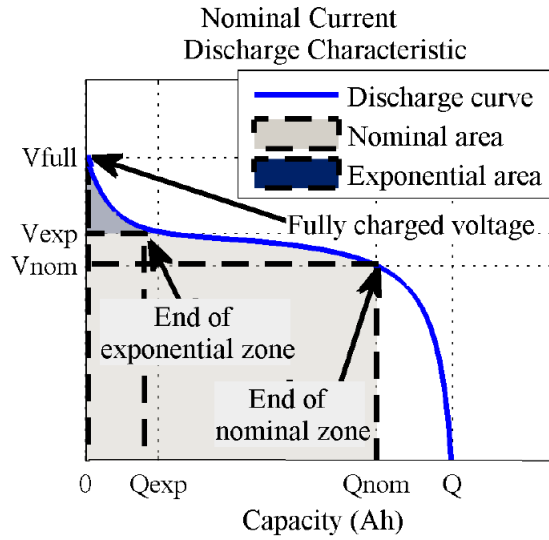


Abbildung 2.4.: Typische Entladekurve für eine Li-Po-Batterie [36]

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

$$U_{bat} = E_0 - K \cdot \frac{C_{Bat}}{C_{Bat} - \int I_{Bat} dt} \cdot \int I_{Bat} dt - R_i \cdot I_{Bat} + A \cdot e^{-3 \cdot \int I_{Bat} dt} - K \cdot \frac{C_{Bat}}{C_{Bat} - \int I_{Bat} dt} \cdot I_{Bat}^* \quad (2.56)$$

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_i der Innenwiderstand, I_{Bat} der Batteriestrom und I_{Bat}^* der gefilterte Strom (in diesem Fall = 0).

Li-Po Batterien weisen ein der Li-Ion Batterie ähnliches Verhalten auf, weshalb beide nach 2.56 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. 2.4) bestimmt werden. Diese drei Punkte entstammen von den experimentell gemessenen Entladekurven [12]. Die Bestimmung der unbekannten Parameter geschieht mit dem gegebenen Innenwiderstand R_{Bat} nach folgendem Schema:

$$\begin{pmatrix} E_0 \\ A \\ K \end{pmatrix} = \mathbf{A}^{-1} \cdot \begin{pmatrix} V_{full} + R \cdot I_{Bat} \\ V_{exp} + R \cdot I_{Bat} \\ V_{nom} + R \cdot I_{Bat} \end{pmatrix}, \quad (2.57)$$

mit der Beziehung

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 1 & e^{-3} & -\frac{Q \cdot (Q_{exp} + I_{Bat})}{Q - Q_{exp}} \\ 1 & e^{-3 \cdot \frac{Q_{nom}}{Q_{exp}}} & -\frac{Q \cdot (Q_{exp} + I_{Bat})}{Q - Q_{exp}} \end{pmatrix}. \quad (2.58)$$

Die experimentellen Entladekurven stammen aus der Datenbank von [12]. 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

$$C_{Bat,normiert} = \frac{C_{Bat}}{1 \text{ Ah}}. \quad (2.59)$$

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 $C_{Bat,nom}$ 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_i . 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 ein Funktionstyp der Form

$$f(C_{Bat}, \dot{C}) = \frac{k}{C_{Bat} \cdot (a \cdot C_{Bat} + b \cdot \dot{C})^c} \quad (2.60)$$

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. Der Vergleich der Normzelle zur Originalzelle (Siehe A.6) zeigt auf, dass die Spannung der Normzelle im Durchschnitt etwa 14 % geringer ist als die der Originalzelle. Dies ist bei der Auswertung zu berücksichtigen.

Batteriezustand

Die wesentlichen Zustandsgrößen der Batterie stellen der Entladestrom der Batterie I_{Bat} und die Batteriespannung U_{Bat} dar. Der Batteriestrom setzt sich zusammen aus den Motorströmen und zusätzlich aus dem Wirkungsgrad der PWM

$$I_{Bat} = I_{Mot} \cdot \frac{PWM}{\eta_{PWM}} \cdot n_{Prop}. \quad (2.61)$$

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

$$\dot{C} = \frac{I_{Bat}[A]}{C_{Bat}[As]} \cdot 3600[s/h] \quad (2.62)$$

Die Ermittlung der zweiten Zustandsgröße erfolgt nach Gleichung (2.56) für die genormte Batteriezelle. Hierfür ist der Batteriestrom vorher zu normieren

$$I_{Bat,normiert} = \frac{I_{Bat}}{C_{Bat,normiert}}. \quad (2.63)$$

Die Gesamtbatteriespannung ergibt sich am Ende aus der Summe aller Zellspannungen

$$U_{Bat} = N_{Bat,cell} \cdot U_{Bat}. \quad (2.64)$$

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 Höhenschritt mit:

$$\Delta C_{Bat,i} = I_{Bat} \cdot t_{Flug} + \Delta C_{Bat,i-1} \quad \text{mit} \quad \Delta C_{Bat,0} = 0. \quad (2.65)$$

Nach

$$C_{Rest,Bat,i}[\%] = \frac{C_{Bat} - \Delta C_{Bat,i}}{C_{Bat}} \cdot 100\% \quad (2.66)$$

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

2.2.9. 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

$$\eta_{ges} = \frac{P_{Strahl}}{P_{Bat}}. \quad (2.67)$$

Dies schließt den Wirkungsgrad der Batterie aus. Die Strahlleistung berechnet sich nach Gleichung (2.44). Die der Batterie entzogenen Leistung

$$P_{Bat} = U_{Bat} \cdot I_{Bat} \quad (2.68)$$

ist das Produkt aus der Batteriespannung und -strom.

2.2.10. Einhaltung technischer 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 $Ma_{tip} = 1$ (transsonische Strömung),
- Der Gesamtwirkungsgrad ist größer als 100 % (ein physikalisch unmöglicher Zustand).

2.3. Vernachlässigungen und Vereinfachungen

2.3.1. Einschränkungen

Für die Leistungsberechnung können mehrere Vernachlässigungen vorgenommen werden. Zuerst werden keinerlei dynamische Effekte und Verhalten berücksichtigt. Dies beinhaltet translatorische Beschleunigungen des Multicopters, rotatorische Beschleunigungen der Rotoren zum Störausgleich 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 [31]. Auf- und Abwinde werden nicht betrachtet.

Weiterhin nicht berücksichtigt bleiben Reynoldszahl- und Machzahleffekte. Transsonische Strömung unterhalb einer Blattspitzengeschwindigkeit von $Ma_{tip} = 1$ 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 starren Flügeln 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, Auslegungsgeschwindigkeit, Motorisierung und anderen Einflussfaktoren betrachtet werden. Weiterhin kann damit für das Flächenflugzeug nur die Leistungsgrenze betrachtet werden. Weitere Flugbereichsgrenzen wie die aerodynamische, die Wärme- bzw. Temperaturgrenze oder die Festigkeitsgrenze werden in diesem Modell nicht berücksichtigt. 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. Die Annahme so hoher Gleitzahlen von ca. 20 oder mehr ist für ein unbemanntes Fluggerät ein sehr hoher Wert. Diese hohen Werte gehen mit einer entsprechend dafür ausgelegten Struktur insbesondere der Flügelfläche einher. Dies erhöht weiterhin die Abmaße und die Strukturmasse.

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 (Abschn. 2.2.5)[27]. Selbst die von APC numerisch berechneten Kennfelder besitzen Abweichungen zum realen Verhalten [13]. 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. Insgesamt wird ein vereinfachtes Luftdichtemodell verwendet, das z.B. Reynoldszahl- oder Machzahleffekte nicht mit einbezieht.

Motor

Jeglicher Einfluss der Temperatur auf die Leistung des Motors bleibt in dem einfachen Motormodell unberücksichtigt (Gleichung (2.50) und (2.51)). Außerdem werden der Leerlaufmotorstrom I_0 und der Innenwiderstand R_i als konstant angenommen (Vgk. Tab. 2.6).

Motorregler

Für den Motorregler wurde ein sehr einfaches Modell verwendet, in dem der Wirkungsgrad ausschließlich eine Funktion der PWM ist (Vgl. Gleichung (2.53)).

Batterie

Die Berechnung der Batterie vernachlässigt zwei wichtige Einflussfaktoren. Das ist zum einen der Temperatureinfluss und zum anderen der Einfluss der Alterung auf die Kapazität. Insbesondere das genormte Batteriemodell zeichnet sich durch eine Batteriespannung aus, die deutlich unter der Spannung der originalen Batterie liegt (Vgl. A.6). Es ist also damit zu rechnen, dass der Spannungseinbruch unter Last nicht so deutlich ausfällt wie er im Nachfolgenden zu sehen ist.

Wirkungsgrad

Die Berechnung der Strahlleistung beruht auf der Berechnung der induzierten Geschwindigkeit innerhalb der Strahltheorie (Vgl. Gleichung (2.40) o. ä.). Hier wird ein idealer Rotor zugrunde gelegt. Beruhend auf dieser Annahme bleiben viele Effekte wie Blattspitzeffekte an der Rotorblattspitze und im Bereich der Blattwurzel, 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 [37, S.226].

3 Nachbildung des Quadrocopterflugs auf 10 km Höhe

Mithilfe des Videos [2] und den in der Beschreibung gemachten Angaben, soll der Flug eines Quadrocopters auf 10,2 km Höhe im erstellten Programm 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 [7]. Die technischen Spezifikationen 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 Tab. 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 [16] eingesetzt. Das sind Propeller mit einem Durchmesser von 7 in und einer Steigung von 3,8 in. Für diesen Propeller wurde in der Leistungsberech-

nung ein äquivalenter Propeller aus der APC Datenbank mit dem gleichen Durchmesser und gleicher Steigung verwendet.

Batterie

Die Batterie ist eine selbst gebaute Li-Ion Batterie in der Bauform 4s3p. Das Gewicht einer Zelle beträgt ca. 46 g [21]. Mit dieser Angabe kann das Gesamtgewicht der Batterie sehr gut abgeschätzt werden. Für die nominale und minimale Batteriespannung werden die Werte aus Abschn. 2.2.8 verwendet. Die nominale Spannung wird in [21] ebenfalls mit 3,7 V beziffert. Alle weiteren notwendigen Spezifikationen sind in Tab.3.2 festgehalten.

Tabelle 3.2.: Batterieparameter der 4s3p Li-Ion Batterie

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	3,7 V
minimale Spannung pro Batteriezelle $U_{Bat,cell,min}$	U_bat_min	3,1 V
Peukert-Konstante P	P_bat_Peukert	1,05
Maximale C-Rate $C_{rate,max}$	C_Rate_max	30
Batteriemasse m_{Bat}	m_bat	0,56 kg

Quadrocopterabmaße

Die Maße des Rahmens und somit auch die Gesamtmaße konnten nur mit Bildern abgeschätzt werden. An dieser Stelle sind die Stirnflächen der vier Arme des Quadrocopters auf 12 cm x 2 cm und der Rumpf auf 15 cm x 5 cm angenähert worden. Zusammengenommen ergibt dies eine obere Stirnfläche $F_{copter,oben}$ von 0,0171 m². Der Grund für die genaue Berechnung der oberen Stirnfläche ist ihr Einfluss auf die aerodynamischen Kräfte (Vgl. Gleichung 2.16 und 2.17) und schlussendlich auf den erforderlichen Schub (Gleichung 2.21). Der Quadrocopter besitzt ein Gesamtgewicht von 1,06 kg. Abzüglich der Motor- und Batteriemasse nimmt die Struktur und alle übrigen Einheiten m_{copter} ein Gewicht von 0,354 kg ein.

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. Ergebnis der Flugleistungsberechnung

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.

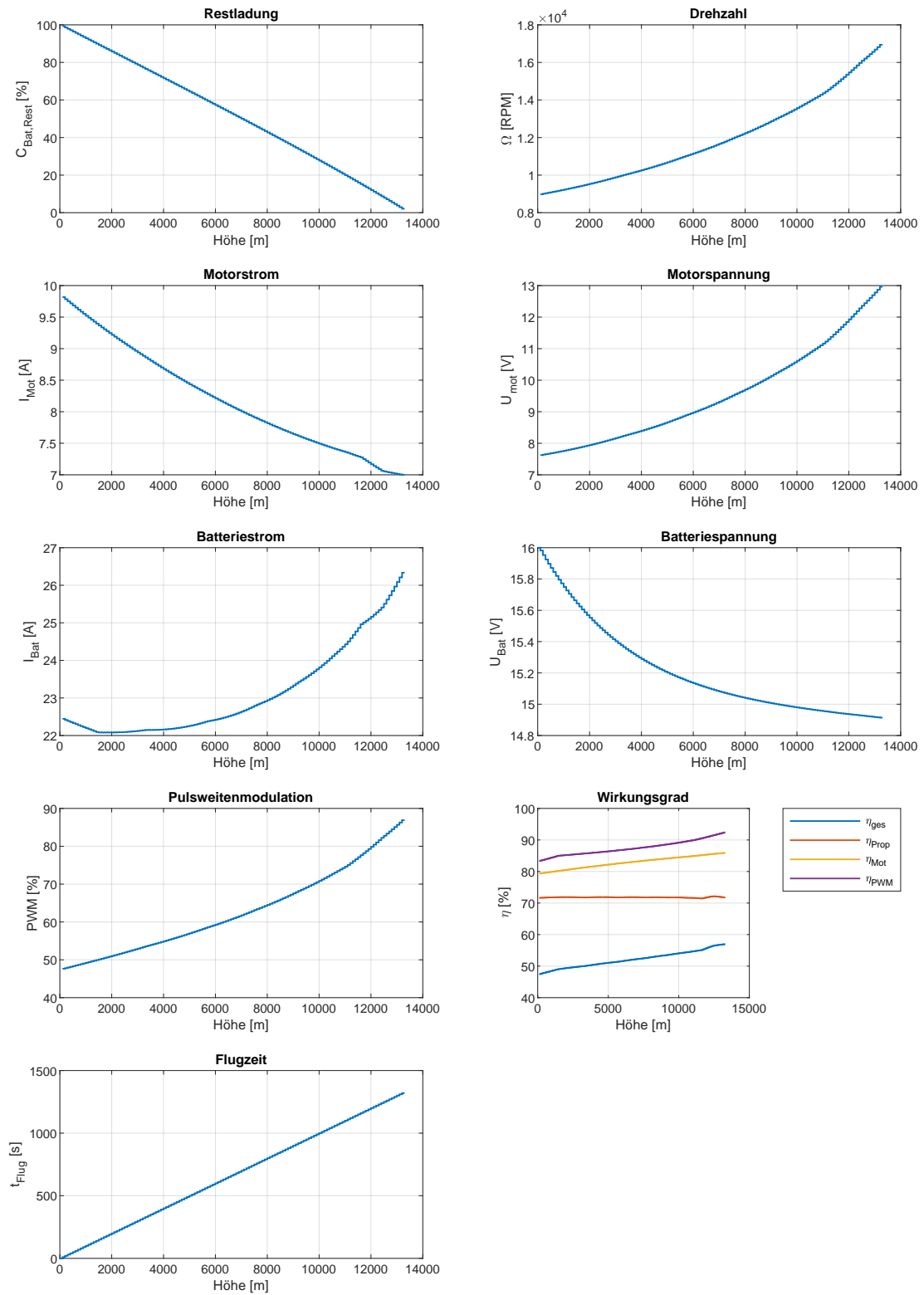


Abbildung 3.1.: Die Flugleistungsgrößen im Programm des Quadrocopterfluges in Russland aufgetragen über der Höhe

Die Restladung der Batterie nimmt mit der Höhe linear ab (Vgl. Abb.3.1). Diese erweist sich als einer der die Höhe begrenzenden Leistungsgrößen, 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 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. Ein möglicher Grund für die Begrenzung des Kennfeldes kann die Festigkeit des Propellers sein. Ein Versagen des Propellers kann durch hohe radiale Beschleunigungen, periodische Anregungen oder durch die generell hohen Belastungen, welche durch die hohen Drehzahlen verursacht werden, auftreten. 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 als auch die 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 oder eben durch die Festigkeit. Es ist daher zu vermuten, dass letztendlich die Restkapazität den limitierenden Faktor für größere Höhen darstellt. Trotz der hohen Propellerdrehzahl erreicht die Blattspitzengeschwindigkeit Ma_{tip} mit $Ma = 0,55$ 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 [2] 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 zu Beginn etwa 15 % unterhalb der realen liegt und am TOC ca. 25 %.

3.3. Diskussion

Insgesamt wird der Quadrocopterflug in Russland sehr gut in dem Programm wiedergegeben. Die im Programm berechnete Flughöhe ist um 3000 m höher als die tatsächlich geflogene, jedoch wird in dem Programm die Batterie komplett entladen. Es treten auch Abweichungen auf.

Die verbleibende Kapazität am TOC im Programm wird mit Abweichungen von lediglich ± 2 % 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 [2] deutlich zu sehen. Als mögliche Ursache können die konservativen Berechnungsmodelle des Motors und des Motorreglers festgestellt werden. Generell wurden die Umgebungsbedingungen, wie z.B. die Windgeschwindigkeit und die Atmosphäre betrifft,

vereinfacht. Die Windgeschwindigkeit ist für die Berechnung auf konstante 10 m/s gesetzt worden. Auch wurde eine Standardatmosphäre vorausgesetzt, die von der realen 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 dem Programm wurde der Endzustand erreicht, wenn 10 m/s nicht mehr fliegar 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 [2].

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 [36] brachte nur eine Verbesserung von lediglich 5 %. Eine Ursache liegt möglicherweise in der Abriegelung der Motorspannung. Da zum Ausgleich von Störeinflüssen und zur Stabilisierung immer noch ein gewisser Leistungsüberschuss gegeben sein muss, wird die PWM ab einem gewissen Wert nach oben hin abgeriegelt. Diese Art der Abriegelung ist als Grund für die Abweichungen der PWM am wahrscheinlichsten. Die Abriegelung der Motorspannung wird auch durchgeführt, um einen hohen Schub besser zu kontrollieren. Der Grund hierfür ist eine hohe Batteriespannung. Dies wäre für einen Flug auf mehr als 10 000 m Höhe allerdings nachteilig, da die Motorleistung einen wesentlichen Einfluss auf die Höhe hat. Weitere Maßnahmen, die Batterie lastabhängig zu steuern, haben zum Ziel, die Flugzeit zu erhöhen oder andere elektronische Komponenten vor zu hohen Batterieströmen zu schützen [8, 24, 34]. Dieses Verhalten wird in dem Modell nicht berücksichtigt. 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 Vergleich eines Flächenflugzeugs mit dem Quadrocopter

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 auf der Stelle und das Hovern in der Luft für Multicopter oder der Gleitflug für Flächenflugzeuge. Die jeweilige Auslegung beider führt zu unterschiedlichen Designs was die Propeller, die Motorleistung und das -gewicht, die Größe, das Gesamtgewicht etc. betrifft. Aus diesem Grund müssen Kriterien für eine Vergleichbarkeit vorgeschrieben werden. Hierfür wird das Design des Multicopters auf das aus [2] festgelegt, welches genauer in Kapitel 3.1 beschrieben ist. Da die Flugleistungen von [2] bekannt sind und der Quadrocopter durchaus schon im Rahmen der Anforderungen für diese Mission als optimiert betrachtet werden kann, bedarf es an dieser Stelle einer Untersuchung des Flächenflugzeuges. Dazu wird das Flächenflugzeug auf Parameter fixiert, mit denen es bereits sehr hoch aufsteigen kann. Zur Untersuchung und Vergleichbarkeit werden die Gesamtmassen beider Fluggeräte 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 Penalty-Faktor verstanden werden. Dieser verringert zusätzlich die Batteriemasse, wenn das Strukturgewicht des Flächenflugzeugs das des Quadrocopters überschreitet

$$f_P = \frac{m_{Flugzeug}}{m_{Quad}}. \quad (4.2)$$

Für eine erste Betrachtung wird der Penalty-Faktor auf 1 gesetzt. Dies entspricht einer 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 möglichen Optimierung bestimmt werden. Diese erste, einfache Untersuchung ist nur eine sehr oberflächliche, weil jeder Parameter nur einzeln und unabhängig von den anderen 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.

4.1. Einfluss der Steiggeschwindigkeit auf den Quadrocopterflug

Bevor ein Vergleich zwischen dem Flächenflugzeug und dem Quadrocopter aus Kap. ?? durchgeführt werden kann, muss noch die Steiggeschwindigkeit für den Quadrocopter optimiert werden.

Für das Flächenflugzeug werden für jeden Höhenschritt, wie bereits in Abschn. 2.2.4 dargelegt, der Bahnneigungswinkel und die Fluggeschwindigkeit optimiert. Dies entspricht einer ersten Optimierung. Dabei wird der Bahnneigungswinkel für jeden Höhenschritt iteriert. Die Fluggeschwindigkeit berechnet sich in Abhängigkeit vom Bahnneigungswinkel (vgl. Gleichung (??)). Die Auswahl erfolgt anhand der minimalen Energiemenge, die der Batterie für den Höhenschritt entnommen wird. Analog dazu, erfolgt auch die Optimierung der Steiggeschwindigkeit des Quadrocopters (vgl. Anhang A.7).

Durch die Optimierung der Steiggeschwindigkeit ist ein zusätzlicher Höhengewinn von 1000 m im Vergleich zu dem Flug mit konstanter Bahngeschwindigkeit von 10 m/s zu vermerken. Bei dem neuen TOC auf 14 100 m wird allerdings die sogenannte Dienstgipfelhöhe erreicht (genauere Beschreibung in Abschn. 4.2 und 4.3.2). Ohne diese Limitierung und bei linearer Extrapolation Restladungskurve könnte der Quadrocopter bei Verwendung eines anderen Propellers eine Höhe von 17 000 m erreichen. Die Flugleistungen sind nicht durch die Motorleistung begrenzt, sondern durch die Maximaldrehzahl des Propellers. Diese liegt bei 17 000 RPM. Ein Grund dafür kann in der Festigkeit des Propellers gefunden werden. Nichtsdestotrotz ist ein Flug mit variierbarer Steiggeschwindigkeit signifikant effizienter. Dies macht sich deutlich in der Restladung bemerkbar. Die Abnahme der Restladung ist pro Höhenschritt geringer als in Kap. 3.2. Auf 10 260 m sind noch 40 % Restladung vorhanden. Das entspricht ca. 10 % mehr Restladung in der gleichen Höhe wie in Kap. 3. Die Propellerdrehzahl steigt beinahe sofort auf ihr Maximum von 17 000 RPM an und verbleibt auf diesem Niveau bis zum TOC. Rückwirkend ist damit auch der Motorstrom ab 4000 m auf dem Niveau der Batteriespannung und somit die PWM auf 100 %. Der Leistungsüberschuss ist gleich null. Dieser Zustand ist auch durch ein Maximum der Bahngeschwindigkeit gekennzeichnet mit 30 m/s. Die Bahngeschwindigkeit ist damit dreimal so hoch wie die vorherigen 10 m/s. Der Motorstrom I_{Mot} sinkt im Laufe des Fluges immer weiter ab. Da die Drehzahl konstant bleibt, die Dichte aber mit der Höhe abnimmt, sinkt auch das Drehmoment an der Motorwelle und letztlich der Motorstrom (vgl. Gleichung (2.50)). Über den Motorstrom sinkt die Motorspannung ebenfalls leicht ab (vgl. Gleichung (2.51)), weil die Drehzahl auf einem konstanten Niveau bleibt. Während die Batteriespannung von 16 V auf 15 V durch die Last einbricht, fällt mit der Motorspannung auch die PWM unterhalb von 100 % ab. Die Bahngeschwindigkeit steigt zuerst auf ihr Maximum, sinkt danach aber kontinuierlich auf 0 m/s. Somit wird die Dienstgipfelhöhe erreicht. Die Flugzeit kann auf die Bahngeschwindigkeit zurückgeführt werden. Bereits nach 13 min und 20 sec wird der TOC erreicht.

Der Motorregler verzeichnet wenige Verluste durch die hohe PWM und besitzt deshalb einen hohen Wirkungsgrad. Der Propellerwirkungsgrad steigt am Anfang durch den Drehzahlanstieg (vgl. Gleichung (2.43)) und ebenso mit dem Schub und der Bahngeschwindigkeit. Während der Schubüberschuss aufgebraucht ist, sinkt mit der Höhe die Dichte und dementsprechend der Schub. Mit

dem Schub sinkt auch die leistungstechnisch mögliche Bahngeschwindigkeit, was einen starken Einbruch im Propellerwirkungsgrad hervorruft.

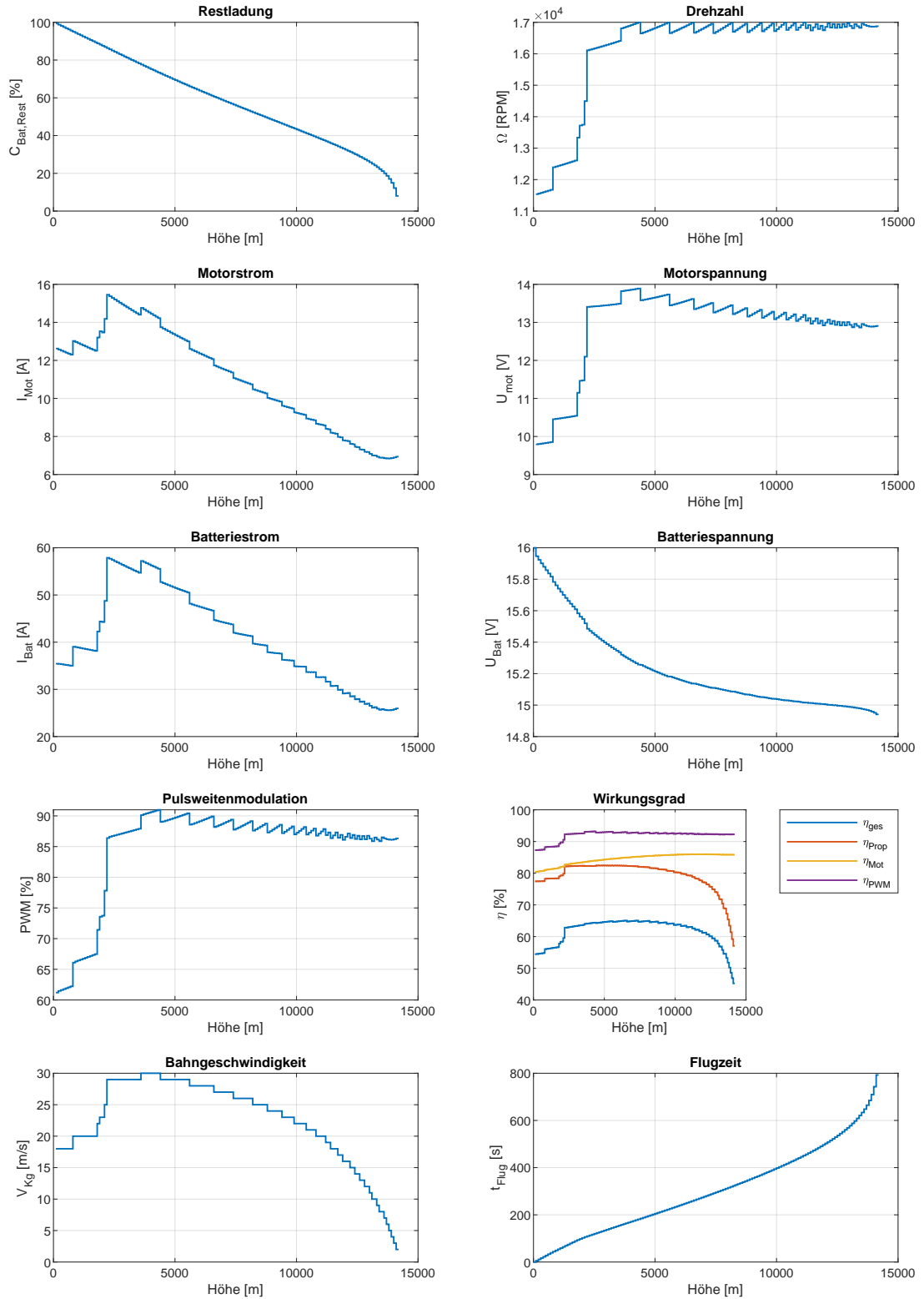


Abbildung 4.1.: Flugleistungen des Quadropters aus [2] mit variabler Steiggeschwindigkeit

4.2. Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration

In der Tab. 4.1 sind wichtige Parameter der Referenzkonfiguration für das Flächenflugzeug aufgelistet. Die Werte wurden in ersten Untersuchungen durch Versuche bestimmt.

Tabelle 4.1.: wichtige Parameter der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration

Parameter	Variablenname	verwendete Größe
Leermasse des Flächenflugzeug m_{Flugzeug}	m_Flugzeug	0,354 kg
Batteriemasse m_{Bat}	m_Bat	0,56 kg
Motormasse m_{Mot}	m_Mot	0,106 kg
Geschwindigkeitskonstante K_V	K_V	1390 RPM/V
maximaler Dauerstrom I_{max}	I_max	35 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
Anzahl der Batteriezellen $N_{\text{Bat,cell}}$	N_bat_cell	6
Penalty-Faktor f_P	f_P	1

Diese Konfiguration ist die Grundlage aller Untersuchungen, die das Flächenflugzeug betreffen.

Die in Tab. 4.1 beschriebene Referenzkonfiguration erreicht bereits eine Flughöhe von 16 500 m. Der limitierende Parameter für den Aufstieg in noch größere Höhen ist in diesem Fall nicht die Motorleistung, sondern die maximale Propellerdrehzahl (vgl. Abb. 4.2). Eine weitere Erhöhung der Drehzahl ist in diesem Fall wegen folgender zwei Einflussfaktoren nicht möglich. Zum einen ist die maximale Propellerdrehzahl auf 25 000 RPM durch das Ende des Kennfeldes begrenzt. Dies ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auf die Festigkeit des Propellers zurückzuführen. Bis zu dieser Drehzahl ist ein uneingeschränkter Betrieb des Propellers möglich, ohne dass ein strukturelles Versagen des Propellers zu befürchten ist. Ab einer höheren Drehzahl kann ein sicherer Betrieb nicht mehr gewährleistet werden. Der zweite Einflussfaktor ist die Blattspitzengeschwindigkeit Ma_{tip} . Diese erreicht ab 15 000 m Höhe $Ma_{\text{tip}} = 1$. Damit kommt es zu Machzahleffekten und einer relativen Überschallanströmung an der Propellerblattspitze. Die dadurch verursachten zusätzlichen Verluste (z.B. Stoßverluste), Stömungsablösungen, Verminderungen in der Schubzeugung usw. können nicht in dem einfachen Luftmodell berücksichtigt werden, das dem in Kap. 2 erläuterten Programm zur Flugleistungsberechnung zugrunde gelegt wurde. An dieser Stelle können transsonische Effekte, die bereits bei einer relativen Anströmung an der Propellerspitze von $Ma < 1$ auftreten können, nicht ausgeschlossen werden. Die Möglichkeiten zur Vermeidung dieser Begrenzung werden in Abschn. 4.3.1 beschrieben.

Die Limitierung der Flughöhe durch die maximale Propellerdrehzahl stellt eine sogenannte Dienstgipfelhöhe dar. Diese limitiert den Steigflug bereits zu Beginn des Starts auf 16 500 m. Eine Erhöhung der Motorleistung, der Batteriezellenanzahl oder beispielsweise der Kapazität würde keine weiteren

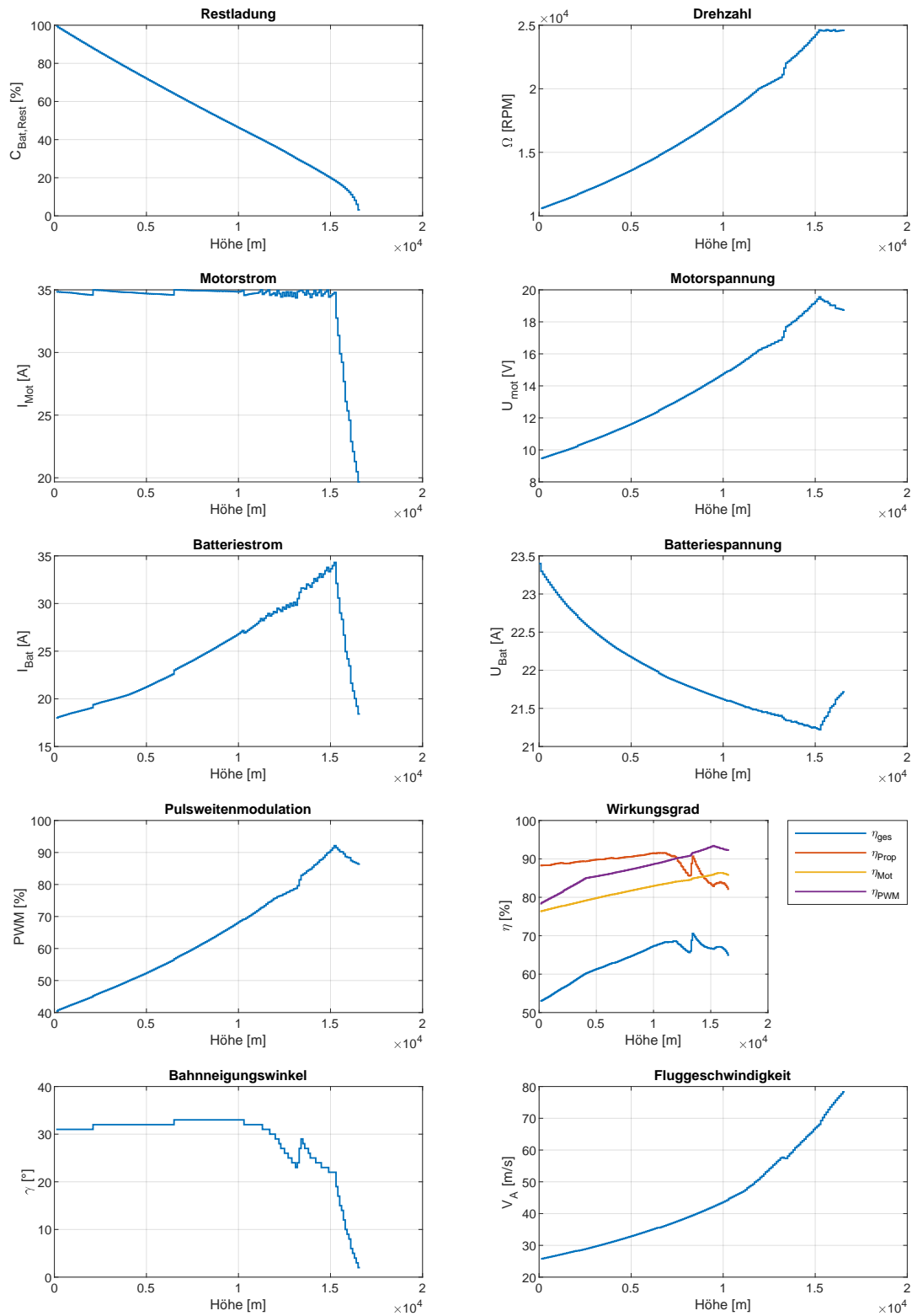


Abbildung 4.2.: Verlauf der Leistungsparameter über der Höhe für die Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)

Verbesserungen der Flugleistungen erbringen, da die Begrenzung durch die Propellerdrehzahl für jeden Flug dieselbe ist. Generell ist eine Erhöhung des Leistungsüberschuss (= Erhöhung der Leistung) damit nicht zielführend. Ein Steigflug ohne Dienstgipfelhöhe zeichnet sich durch die Limitierung der Flughöhe durch die Restladung aus. Hierbei sinkt diese linear ab bis 0 % Restladung erreicht sind.

Das Erreichen der Dienstgipfelhöhe zeichnet sich durch eine Verschlechterung Flugleistungen aus. Die Restkapazität nimmt mit der Höhe linear ab. Ab der Höhe von 15 000 m wird die maximale Propellerdrehzahl erreicht, sodass sich die Abnahme der Restkapazität erhöht.

Der Steigflug bis 15 000 m ist durch den Betrieb bei maximalem Dauerstrom ($I_{max} = 35 \text{ A}$) gekennzeichnet. Dadurch stellt sich ein optimaler Bahnneigungswinkel von 31° bis 33° ein. Dieser Winkel kann bis zu einer Höhe von 10 000 m gehalten werden, bevor er zunächst langsam absinkt und ab 15 000 m steil gegen 0° strebt. Die Fluggeschwindigkeit steigt mit dem Steigwinkel progressiv 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 I_{max} 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 der Berechnung zusammen. Eine genauere Untersuchung der in den Diagrammen dargestellten Punkte und deren Umgebung 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 9800 m das Niveau der Batteriespannung erreicht. Auch die Propellerdrehzahl weist eine progressive Zunahme auf. Mit der Höhe sinkt die Dichte der Luft entsprechend nach Gleichung (2.4) und (2.7). Zur Erzeugung des gleichen Schubs muss mit der abnehmenden Dichte die Drehzahl steigen, um den Massenstrom durch die Propellerebene und letztendlich den Schub konstant zu halten (vgl. Gleichung (2.40)). Bei konstantem Motorstrom und steigender Propellerdrehzahl nimmt entsprechend auch die Motorspannung zu (vgl. Gleichung (2.51)).

Der Verlauf des Batteriestroms steht in direktem Zusammenhang mit dem Motorstrom und der Motorspannung. Dies wird aus Gleichung (2.61) ersichtlich. Bei einem konstantem Motorstrom ist I_{Bat} nur von U_{Mot} abhängig. Daher zeigt sich der gleiche Verlauf wie bei U_{Mot} . Ab dem Erreichen der maximalen Propellerdrehzahl nimmt U_{Mot} wieder leicht ab und I_{Bat} hängt nur noch von I_{Mot} ab. Der Verlauf der Drehzahl ist ausschlaggebend für die Motorspannung. Die Batteriespannung bricht durch die Belastung von anfänglichen 23,4 V auf 21,2 V ein. Die PWM steigt mit dem Verlauf der Motorspannung sowie der Batteriespannung an. Ab 15 000 m erreicht sie ihr Maximum bei 91,5 %. Dies verdeutlicht noch einmal, dass für die Referenzkonfiguration die Motorleistung nicht den die Höhe limitierenden Leistungsparameter darstellt.

Ist die maximale Propellerdrehzahl ab 15 000 m erreicht, fällt der Motorstrom rapide mit der konstanten Drehzahl ab. Da die Drehzahl konstant bleibt bis zum TOC, nimmt das Propellerdrehmoment und damit auch der Motorstrom mit zunehmender Höhe und abnehmender Dichte ab (vgl. (2.50)). Mit sinkendem Motorstrom sinkt auch die Motorspannung (vgl. Gleichung (2.51)) und schließlich die PWM (vgl. Gleichung (2.54)). Dieser Effekt wird noch durch den Anstieg der Batteriespannung auf 21,7 V verstärkt. Der sinkende Propellerschub bei konstanter Drehzahl hat außerdem ein Sinken

des Bahnneigungswinkels γ zur Folge. Der sinkende Schub reicht für größere Bahnneigungswinkel nicht mehr aus. Mit diesem Absinken der Restladung und des Bahnneigungswinkel gegen null ist die Dienstgipfelhöhe erreicht, ab der kein weiterer Steigflug mehr möglich ist. Jedoch würde auch ohne diese Begrenzung der TOC nur ein paar hundert Meter höher liegen, wenn die Restladungskurve linear extrapoliert würde.

Der schnelle und deutliche An- und Abstieg im Bahnneigungswinkel, der sich durch alle anderen Diagramme fortpflanzt, kann auf eine Inkonsistenz im Kennfeld oder Berechnungsfehler zurückverfolgt werden.

Der Gesamtwirkungsgrad gliedert sich wie in Kap. 2.2.9 dargelegt in den Propeller-, den Motor- und den Motorreglerwirkungsgrad. Daher folgt er zeitgleich den anderen Wirkungsgraden. Der Propellerwirkungsgrad steigt mit der Höhe an. Ausschlaggebend hierfür ist die steigende Geschwindigkeit und die Drehzahl (vgl. Gleichung (2.43)). Während der Bahnneigungswinkel ab 10 000 m abfällt, steigt die Bahngeschwindigkeit und der Propellerwirkungsgrad. Über Gleichung (2.32) nimmt mit steigendem Bahnneigungswinkel die Fluggeschwindigkeit ab. Da dieser jedoch nun absinkt, nimmt damit im Umkehrschluss die Fluggeschwindigkeit zu.

Da die Motorspannung bereits ihr Maximum erreicht hat, kann die Propellerdrehzahl nur noch leicht mit der abnehmenden Dichte und somit geringer werdenden Widerstandskräften ansteigen (vgl. Gleichung (2.51)). Dabei nimmt auch das Propellerdrehmoment ab (Ergebnis aus Gleichung (2.50)). Bei einer gleichermaßen steigenden Fluggeschwindigkeit steigt die Strahlleistung des Propellers (vgl. Gleichung (2.44)). Als Konsequenz steigt der Propellerwirkungsgrad. Dies gilt auch für den Motorwirkungsgrad. Dieser steigt mit wachsender Propellerdrehzahl und -drehmoment (vgl. Gleichung (2.52)). Außerdem nehmen die durch den Innenwiderstand und den Leerlaufstrom verursachten Verluste anteilig am Motorstrom und der -spannung ab (vgl. Gleichung (2.50) und (2.51)). Der Grund hierfür liegt in der Annahme, dass diese beiden Motorkenngrößen für jeden Motorzustand als konstant angesehen werden. Der Wirkungsgrad des ESC steigt simultan mit der Höhe und der PWM. Mit steigender PWM nehmen auch die Verluste innerhalb des Motorreglers ab (vgl. Gleichung (2.53)). Deutlich zu erkennen ist eine leichte Abnahme aller Wirkungsgrade ab 15 000 m. Der Propellerwirkungsgrad nimmt dabei deutlich schneller ab. Die Begründung kann in dem abnehmenden Schub und die mit konstanter Drehzahl abnehmende induzierte Geschwindigkeit gefunden werden. Dies ist ein Indiz für den Beginn eines ineffizienteren Flugzustandes.

4.3. Einflussfaktoren auf das Flächenflugzeug

Die zu variierenden Parameter des Flächenflugzeugs sind diejenigen Leistungsparameter, die das Fluggerät qualifizieren. Das sind die Motor-Propeller-Kombination, die Propelleranzahl, die Gleitzahl, die Auslegungsgeschwindigkeit und der Penalty-Faktor.

4.3.1. Propeller

Wie in Abschn. ?? ersichtlich wird, kann die Propellerdrehzahl und insbesondere die Blattspitzengeschwindigkeit die Flugleistungen limitieren. Für eine vorgegebene Fluggerätekonfiguration kann

die Propellerdrehzahl nicht direkt beeinflusst werden, weil die Schubanforderung die Drehzahl bestimmt. Eine Möglichkeit indirekt Einfluss zu nehmen ist über den Propeller an sich. Die veränderbaren Propellerparameter sind die Propellersteigung und der Propellerdurchmesser. Zum einen kann ein Propeller mit größerer Steigung gewählt werden. Mit der größeren Steigung ist es möglich denselben Schub bei verringerter Drehzahl zu erzeugen. Die andere Möglichkeit umfasst eine Vergrößerung des Propellerdurchmessers. Hierfür gilt derselbe Zusammenhang wie für die Propellersteigung. Entsprechend steigt auch die Effizienz [37, S. 119].

4.3.2. Motor-Propeller Kombination

Die Motor-Propeller-Kombination beeinflusst entscheidend das Leistungsverhalten von elektrischen, propellergetriebenen Fluggeräten. Mit dem in Tab. 4.1 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 einer Variation des Motors mit einem anderen K_V -Wert, zeigen die Motoren mit einem größeren K_V -Wert eine höhere Dienstgipfelhöhe (vgl. Abb. 4.3). Alle Motoren bis auf den mit einem K_V -Wert von 2850 RPM/V erreichen eine entsprechende Dienstgipfelhöhe.

Über die Betrachtung der Restladung kann die Effizienz der Motoren am besten beurteilt werden. Hier verzeichnet der Motor mit einem K_V -Wert von 2850 RPM/V die schlechtesten Flugleistungen, da die Restladung am stärksten abnimmt und schon bei 10 000 m 0 % erreicht. Bei den Motoren mit einem K_V von 1390 RPM/V und 1640 RPM/V sind die Unterschiede marginal. Die Dienstgipfelhöhe ist in etwa dieselbe bei ca. 16 500 m Höhe. Der 1390 K_V Motor weist bei genauerer Betrachtung jedoch eine leicht verbesserte Effizienz auf, da die Restladung in jedem Höhengraben höher ist. Deutlich geringere Dienstgipfelhöhen als die beiden zuvor erwähnten Motoren weisen die Motoren mit einem K_V -Wert von 840 RPM/V und 1035 RPM/V auf. Allerdings ist die Effizienz in jedem Höhenlevel gegenüber allen anderen Motoren höher. Der Verlauf der beiden Restladungskurven ist bis 10 000 m identisch bevor der Motor mit dem geringeren K_V bei 12 000 m und der mit der mit dem höheren bei 15 000 m seine Dienstgipfelhöhe erreicht. An dieser Stelle sei nochmal auf den Begriff der Dienstgipfelhöhe hingewiesen. Diese zeichnet sich durch eine Limitierung des TOC infolge der fehlenden Antriebsleistung zum Aufstieg in noch größere Flughöhen aus (vgl. Abschn. 4.2). Kennzeichnend für diesen Flugzustand ist das vollständige Aufbrauchen des Leistungsüberschuss. Trotzdem gilt für alle Fluggeräte der Flug mit maximalem Motorstrom bei einem noch vorhandenen Leistungsüberschuss am effizientesten. Die Motoren mit einem K_V von 1390 RPM/V und 1640 K_V weisen das gleiche Flugverhalten auf, das in Abschn. 4.2 beschrieben wird. Mit dem K_V -Wert steigt ebenso die Dienstgipfelhöhe (vgl. Abb. 4.3). Den größten Einfluss hat der K_V -Wert auf die Motorspannung. Hier gilt, dass bei einer annähernd gleichen Drehzahl die Motorspannung mit dem K_V -Wert sinkt. Der Grund dafür liegt in der Definition dieses Motorkennwertes.

Der K_V -Wert ist ein Kennwert für die Anzahl der Umdrehungen pro Minute pro Volt im Leerlauf. Ein hoher K_V -Wert bedeutet nun im Umkehrschluss, dass bei einer hohen Drehzahl die Spannung geringer ist als für einen Motor mit einem vergleichsweise niedrigerem K_V -Wert. Die Drehzahl ist

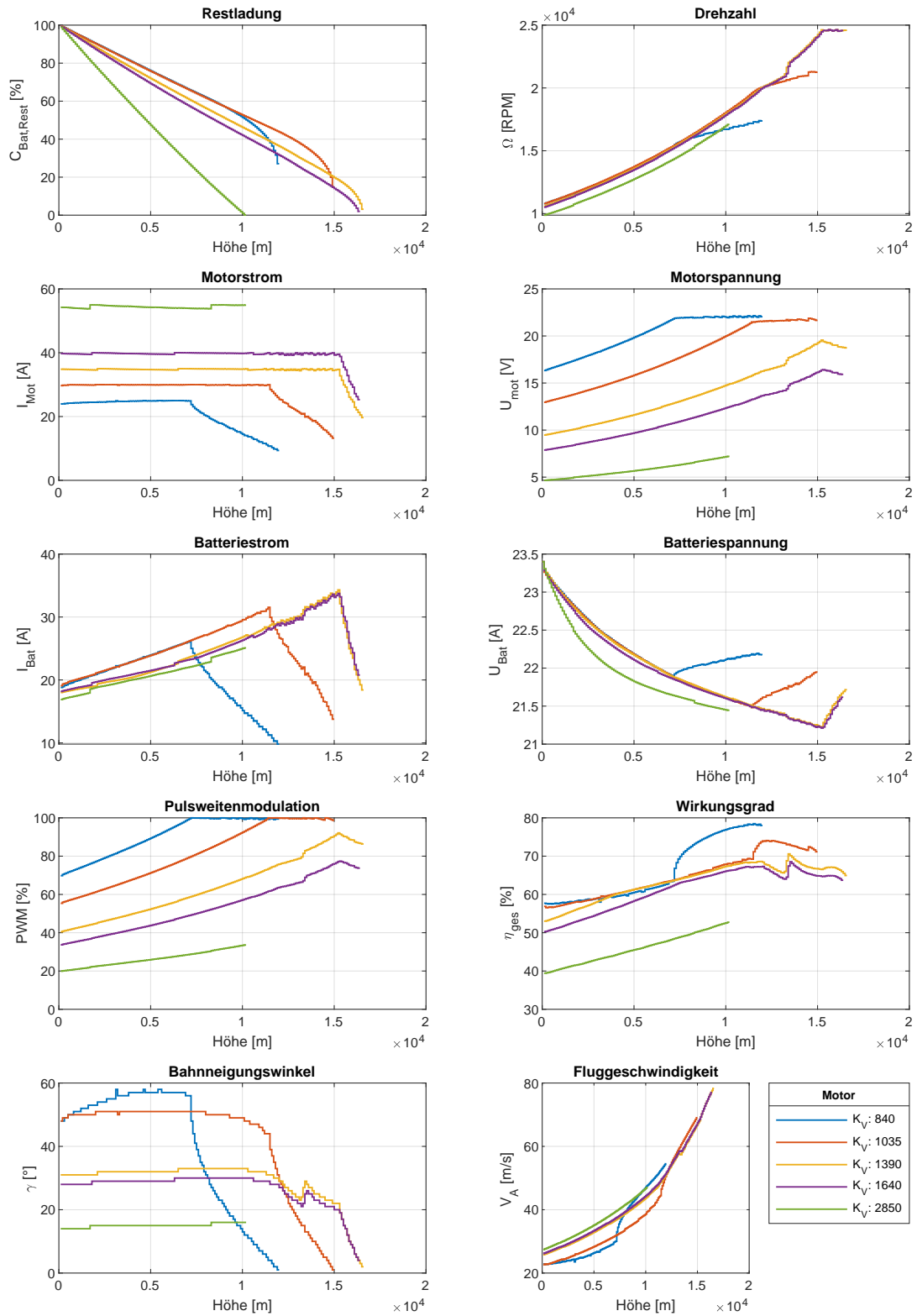


Abbildung 4.3.: Einfluss der Motor-Propeller-Kombination auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)

in diesem Fall für fast alle Motoren identisch bzw. die Unterschiede minimal. Gleichzeitig sinkt allerdings das Verhältnis von Drehmoment pro Ampere, das der K_M -Wert ausdrückt [6, 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 (vgl. Abb. 4.3). Durch diese Abhängigkeit wird auch die PWM beeinflusst. Der Motor mit einem K_V von 840 RPM/V erreicht durch seine hohe Motorspannung deutlich schneller das Niveau der Batteriespannung und hat somit seinen Leistungsüberschuss aufgebraucht. Somit wird auch frühzeitiger das Absinken des Bahnneigungswinkels eingeleitet. Für Motoren mit einem niedrigeren K_V -Wert bedeutet dies auch gleichzeitig das Ende des Steigfluges.

Dieser Zusammenhang stellt sich für Motoren mit hohem K_V -Wert dar. Hier wird 100 % PWM erst bei deutlich größeren Höhen erreicht oder gar nicht, weshalb folglich der optimale Bahnneigungswinkel erst in größeren Höhen nicht mehr gehalten werden kann und danach sinkt. Bei $\gamma = 0^\circ$ ist der Steigflug beendet. Hierbei steigt zudem der optimale Bahnneigungswinkel mit dem K_V -Wert. Da die Geschwindigkeit mit einem höheren Bahnneigungswinkel sinkt (vgl. Gleichung (2.32)), sinkt auch die benötigte Leistung, die hauptsächlich für die Motoren mit geringem K_V begrenzend ist. Dabei nimmt die Restladung für kleinere K_V -Werte nicht so schnell ab wie dies für große K_V -Werte der Fall ist. Dies kann auf den höheren Gesamtwirkungsgrad und im Detail auf den höheren Motorreglerwirkungsgrad zurückgeführt werden. Durch die deutlich höhere Pulsweitenmodulation ist der Wirkungsgrad des Motorreglers entsprechend höher (vgl. Gleichung (2.53)). Außerdem sind die Verluste durch die Temperatur sowie Innenwiderstände oder den Leerlaufstrom für einen Motor mit niedrigem K_V -Wert geringer. Der letzte starke Anstieg des Gesamtwirkungsgrades für 840 RPM/V und 1035 RPM/V liegt am Propellerwirkungsgrad. Durch den starken und schnellen Abfall des Bahnneigungswinkels steigt entsprechend die Fluggeschwindigkeit V_A signifikant an (vgl. Gleichung (2.32)). Als Konsequenz auf den starken Anstieg der Fluggeschwindigkeit steigt auch der Propellerwirkungsgrad (vgl. Gleichung (2.43)).

Zusammengefasst besitzen Motoren mit einem niedrigen K_V -Wert eine höhere Effizienz im Betrieb, die sich gegenüber Motoren mit einem höheren K_V vor allem in der Abnahme der Restladung zeigt. Allerdings ist die Leistung unzureichend für den in dieser Arbeit geforderten Aufstieg. Dies macht sich vor allem im Leistungsüberschuss bemerkbar. Ein zu hoher K_V -Wert des Motors bedeutet auf der anderen Seite jedoch wieder zu hohe Verluste und somit erneut eine nicht optimale Konfiguration des Flächenflugzeugs. Folglich liegt das Optimum in der Mitte der beiden Grenzen. Es ist also ein Motor mit einem hohen K_V -Wert zu wählen, der aber auch geringe interne Verluste und Verluste im Motorregler aufweist. Dies wird gut durch den hier verwendeten Motor mit 1390 K_V repräsentiert.

4.3.3. Anzahl der Motoren und Propeller

Während die Leistung der Motoren mit gleichem Gewicht schon einen großen Einfluss auf den optimalen Steigwinkel hat, ändert sich dies entscheidend mit der Anzahl der Motoren (vgl. Abb. 4.4). Schon mit einer Steigerung der Motorenanzahl auf zwei verändert sich der optimale Steigwinkel zu 90° . Die dazu zugehörige Steiggeschwindigkeit liegt hierbei beim Maximum der Iterationsweite

von der Steiggeschwindigkeit (siehe Abschn. 2.2.4). Auch hier kann die Effektivität und Effizienz einer Propelleranzahlerhöhung wieder an dem Diagramm der Restladung festgemacht werden. Je mehr Propeller verwendet werden, desto schneller sinkt die Restladung auf 0 %. Dies ist für alle Konfigurationen bis auf die Referenzkonfiguration der Fall, die ihre Dienstgipfelhöhe erreicht. Mit Ausnahme für zwei Propeller sinkt mit steigender Anzahl der Propeller auch die maximal erreichbare Höhe. Der Schub ist für alle Konfigurationen ähnlich, jedoch wird dieser bei einer Propelleranzahl von größer eins auf die Propeller aufgeteilt. Damit sinkt die erforderliche Leistung pro Motor. Dies macht sich in einer Verringerung der Drehzahl bemerkbar, die wiederum in einer Verringerung des Motorstroms (siehe Gleichung (2.50)) und der Motorspannung (vgl. Abb. (2.51)) mündet. Dadurch erhöht sich in Summe der Batteriestrom (vgl. Gleichung (2.61)) und führt zu einem stärkeren Einbruch der Batteriespannung. Rückwirkend fällt durch die geringe Motorspannung auch die PWM äußerst niedrig aus (vgl. Gleichung (2.54)), was den ESC-Wirkungsgrad η_{PWM} durch größere Verluste verschlechtert (vgl. Gleichung (2.53)). Der geringe Schub pro Propeller in Kombination mit der geringen Drehzahl vermindert den Propellerwirkungsgrad η_{Prop} (vgl. Gleichung (2.43)), der zusammen mit dem ESC-Wirkungsgrad den Gesamtwirkungsgrad η_{ges} verringert.

Alle Flächenflugzeugkonfigurationen mit n_{Prop} größer eins haben gemeinsam, dass bis ca. 9000 m Höhe ein Steigflug mit 90° den effizientesten Steigflug bestimmt. Dies ist solange der optimale Betriebspunkt bis der Steigwinkel von 55° ab ca. 8500 m energieeffizienter ist. Ein vergleichbares Flugverhalten ist bei einer Erhöhung der Propelleranzahl auf 4 zu beobachten. Dies repräsentiert das Verhalten eines VTOL-Flugzeuges, dass mit $\gamma = 90^\circ$ vertikal startet und ab 9000 m Höhe in die Transition auf einen Bahnneigungswinkel von 55° übergeht. Bemerkenswerter Weise sind die Kurven der Restladung von einem und zwei Propellern deckungsgleich, obwohl alle übrigen Leistungsparameter signifikant unterschiedliche Werte durch die veränderte Propelleranzahl und das durch den zusätzlichen Motor erhöhte Gewicht des Flächenflugzeugs aufzeigen. Dies bedeutet, dass der Vorteil der Schubhalbierung und der vertikale Steigflug gerade den Nachteil des zusätzlichen Motorgewichts kompensieren. Der zweite Übergang in den vertikalen Steigflug ab 16 500 m stellt einen ineffizienten Flugzustand dar, was vor allem durch den Verlauf der Restladung und des Gesamtwirkungsgrades reflektiert wird. Ein Grund für den Übergang liegt in dem verringerten Widerstand im vertikalen Steigflug. Dieser entspricht nur noch dem Nullwiderstand (vgl. Gleichung (2.38)). Für einen Steigflug mit einem Bahnneigungswinkel γ von weniger als 90° wächst der Widerstand quadratisch mit der progressiv ansteigenden Geschwindigkeit (vgl. Gleichung (2.33)).

Insgesamt verringert eine Erhöhung der Motor- und Propelleranzahl um zwei den TOC um ca. 7500 m. Die optimale Propelleranzahl ist in diesem Fall zwei, weil mit dieser Anzahl die Dienstgipfelhöhe in weitere Höhen verschoben wird. (Der kurze Sprung bei $n_{Prop} = 6$ wird in der Untersuchung vernachlässigt).

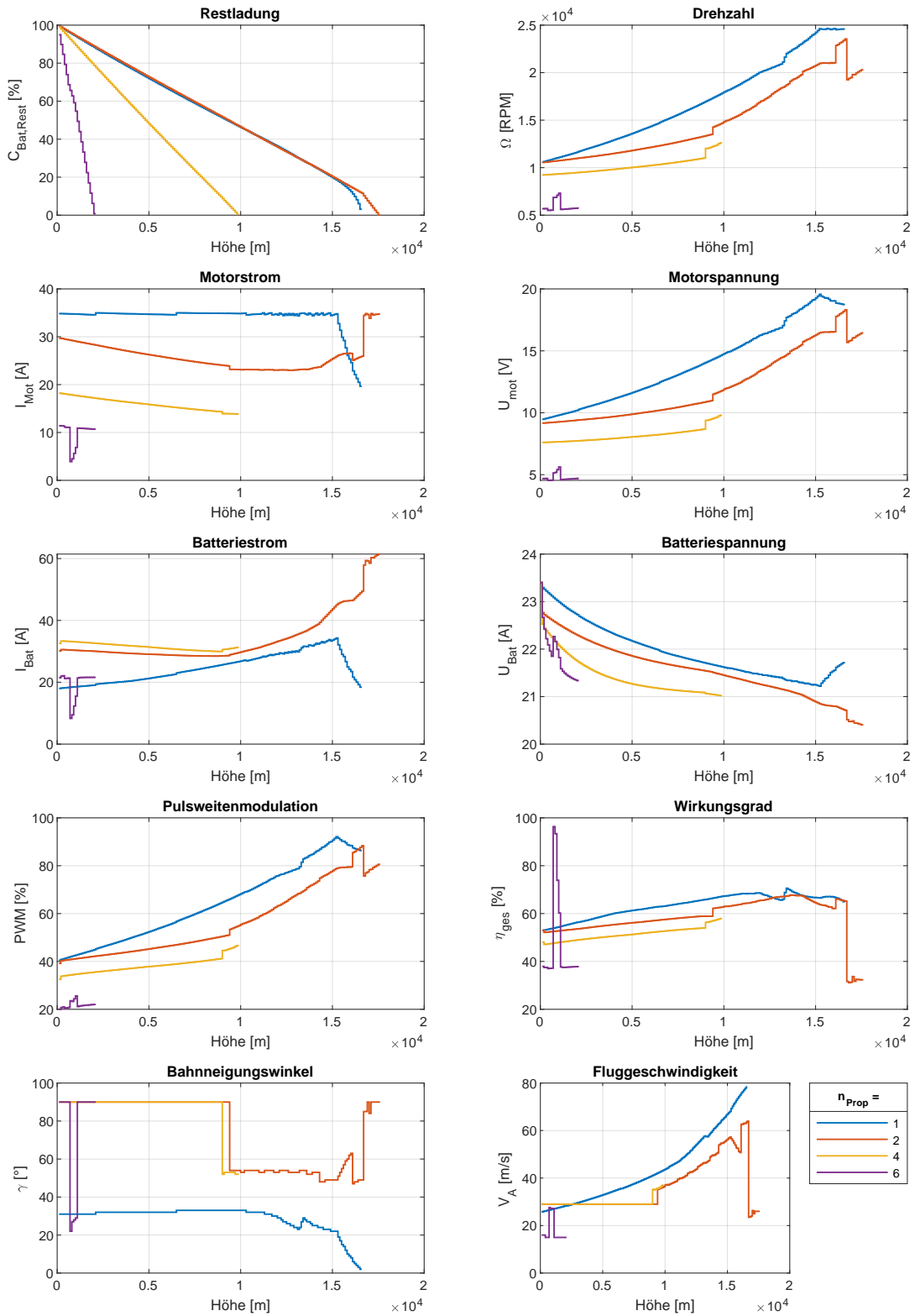


Abbildung 4.4.: Einfluss der Propelleranzahl auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)

4.3.4. Gleitzahl

Der Einfluss der Gleitzahl äußert sich hauptsächlich in der Effizienz des Flächenflugzeugkonfiguration, die wiederum durch die Abnahme der Restladung ausgedrückt wird (vgl. Abb. 4.5). Alle Verläufe erreichen die Dienstgipfelhöhe, die durch die maximale Propellerdrehzahl Ω_{Prop} limitiert wird. Ohne diese limitierende Höhe könnte das Flächenflugzeug bei linearer Extrapolation der Restladungskurve sogar mit einer Gleitzahl von 50 eine Höhe von ca. 25 000 m erreichen. Mit einer Verringerung der Gleitzahl geht auch eine Verringerung der maximalen Höhe mit einher und umgekehrt. Eine entsprechend hohe Gleitzahl bedeutet gleichzeitig auch eine hohe aerodynamische Güte (vgl. [30, S.34]). Dazu sinkt der Widerstand im Vergleich zum Auftrieb, sodass für ein Flächenflugzeug mit einer höheren Gleitzahl (vgl. Gleichung (2.29)) 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 Bahnneigungswinkel. Als Grund dafür kann wieder die verringerte Widerstandsleistung angeführt werden. Zusätzlich sinkt die Zeit zum Überwinden einer Höhendifferenz mit einem steileren 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 die Flugleistungsverbesserung mit der Gleitzahl. Diese macht sich im Verlauf der Restladung deutlich bemerkbar. Eine Verbesserung der Gleitleistung von $E = 4$ auf $E = 6$ bedeutet auf einer Höhe von 15 000 m bereits 10 % mehr Restladung und einen 7° höheren Bahnneigungswinkel. Eine erneute Erhöhung der Gleitzahl auf 10 steigert die Restladung auf dieser Höhe über dem Meereslevel nur noch um 5 % und eine Erhöhung des Bahnneigungswinkel 5° . Dieser Trend der abnehmenden Flugleistungsoptimierung bei einer gleichzeitigen Verdoppelung der Gleitleistung setzt sich fort (siehe 4.5). Das einfache Flächenflugzeugmodell berücksichtigt nicht, dass eine Gleitzahlerhöhung auch mit einer deutlichen Erhöhung der Strukturmasse einhergeht, weil die Flugzeugzelle, die Flügelform, das Flügelprofil usw. an die neuen Bedingungen angepasst und verstärkt werden müssen. Dieser Zusammenhang wird beim Vergleich der Gleitleistung eines Segelflugzeugs mit dessen Spannweite deutlich.

Dementsprechend ist eine Erhöhung des Penalty-Faktors zwingend erforderlich. Unter Berücksichtigung dieser Zusammenhänge gilt es einerseits die Gleitleistung des Flächenflugzeugs für eine Verbesserung der Flugleistungen zu steigern, dies auf der anderen Seite mit der zusätzlichen Masse der Flugzeugstruktur und dem tatsächlichen Gewinn an Flugleistungen abzuwägen. Es ist zu mutmaßen, dass eine Gleitzahl zwischen 6 und 10 die besten Ergebnisse erzielt.

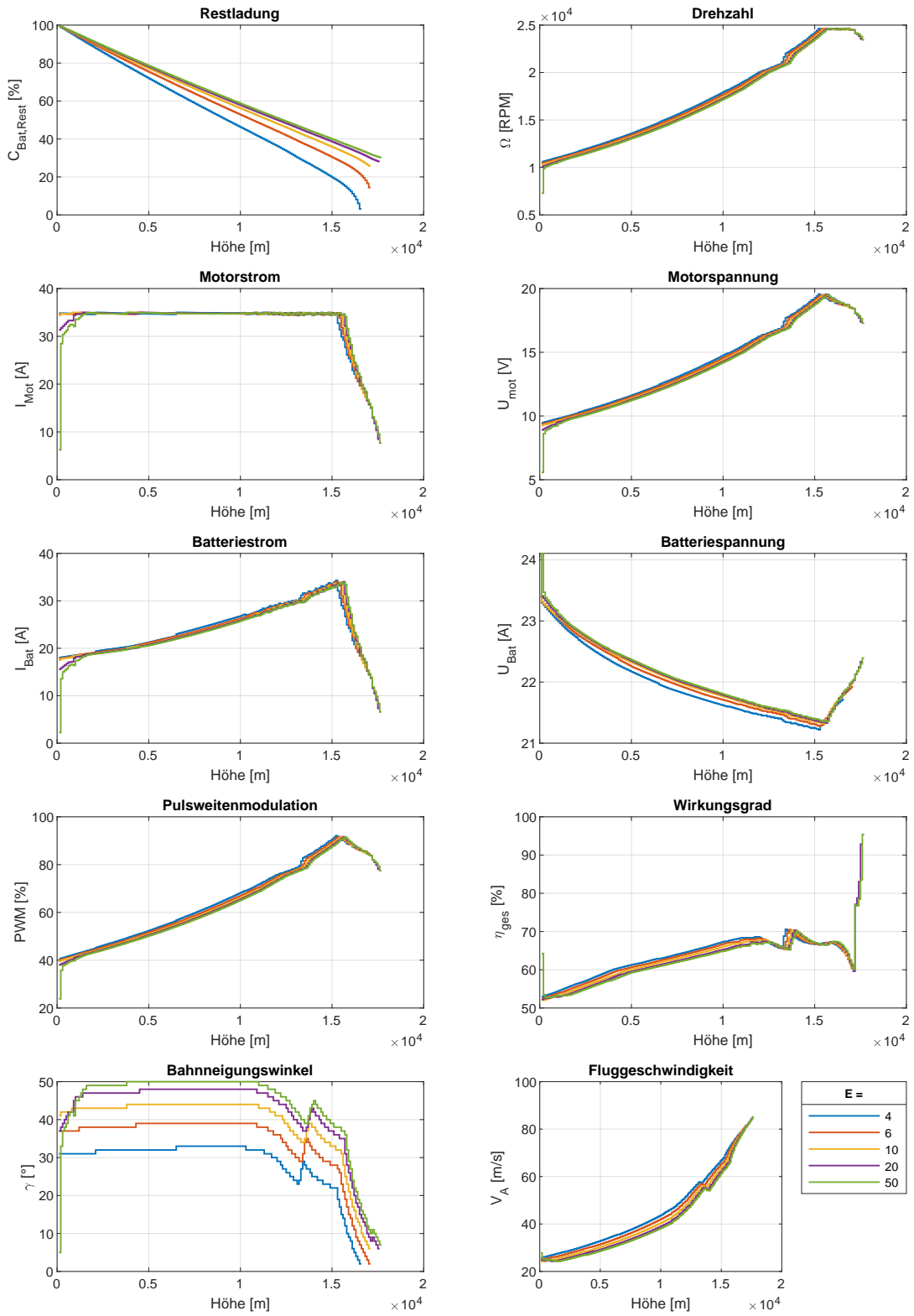


Abbildung 4.5.: Einfluss der Gleitzahl auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)

4.3.5. Auslegungsgeschwindigkeit

Die Auslegungsgeschwindigkeit ruft ähnlich zu der Motor-Propeller-Kombination (vgl. Abb. 4.3) oder der Propelleranzahl (vgl. Abb. 4.4) Einflüsse auf das Leistungsverhalten des Flächenflugzeugs hervor. Da für den Steigflug ein Flug mit konstantem Auftriebsbeiwert vorausgesetzt wird, erhöht sich aufgrund dessen die 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 bei hohen Auslegungsgeschwindigkeiten (vgl. Verlauf der Fluggeschwindigkeit über der Höhe in Abb. 4.6). Bis zu einem V^* von 75 km/h ist die Batterierestladung der limitierende Faktor für die Flughöhe. Ab einer Auslegungsgeschwindigkeit von 100 km/h, die auch diejenige der Referenzkonfiguration ist, wird wieder die Dienstgipfelhöhe durch $Ma_{tip} = 1$ an der Propellerblattspitze erreicht. Bis zu einer Höhe von 13 000 m sind auch die Verläufe der Restladung von V^* mit 100 km/h und 125 km/h identisch. Für alle Auslegungsgeschwindigkeiten ist das Flugverhalten gleich dem aus Abschn. ???. Es wird wieder solange mit maximalen Motorstrom geflogen, bis entweder die Restkapazität 0 % oder die Dienstgipfelhöhe durch einen anderen limitierenden Leistungsparameter, in diesem Fall wieder die Propellerdrehzahl, erreicht ist. Durch die höhere Auslegungsgeschwindigkeit und demzufolge auch die höhere Fluggeschwindigkeit (vgl. Gleichung (2.32)) kommt es zu einer höheren Propelleranströmgeschwindigkeit. Um trotzdem den gleichen Schub zu erzeugen ist eine höhere Drehzahl notwendig. Mit dem schneller drehenden Propeller steigt auch die Motorspannung (vgl. Gleichung (2.51)), der Batteriestrom und über die Motorspannung auch die PWM. Die gesteigerte Propelleranströmgeschwindigkeit verbessert den Propellerwirkungsgrad und als Konsequenz daraus den Gesamtwirkungsgrad. Daher ist der Gesamtwirkungsgrad für größere Auslegungsgeschwindigkeiten besser. Dies kann auch auf den verbesserten Motorreglerwirkungsgrad bei einer höheren PWM zurückgeführt werden (vgl. Gleichung (2.53)). Es kann schließlich noch festgehalten werden, dass mit steigender Auslegungsgeschwindigkeit der Bahnneigungswinkel γ abnimmt, da die Zeit zum Überwinden eines Höhenschritts bei einer höheren Geschwindigkeit und geringerem Bahnneigungswinkel sich kaum ändert.

Aufgrund dieser Tatsachen ist das Flächenflugzeug auf einigermaßen hohe Fluggeschwindigkeiten von rund 100 km/h auszulegen, um zum einen den Leistungsüberschuss der Motoren ausreichend hoch zu halten und zum anderen die Zeit zum Aufstieg nicht zu vergrößern. Weiterhin wird die Auslegungsgeschwindigkeit durch die Wahl des Propellers beeinflusst. Bei gleichem Durchmesser steigt die optimale Auslegungsgeschwindigkeit mit der Propellersteigung.

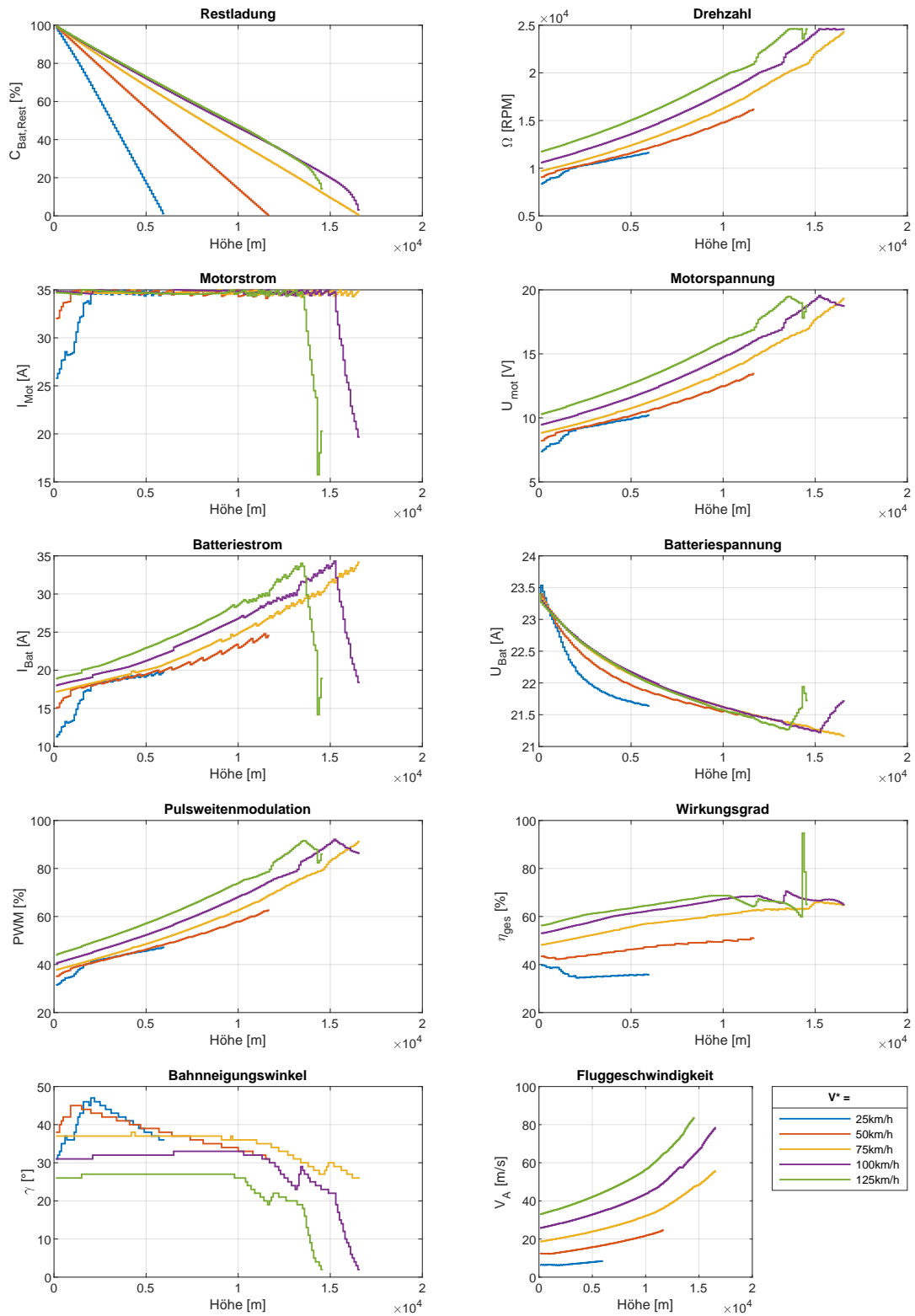


Abbildung 4.6.: Einfluss der Auslegungsgeschwindigkeit auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)

4.3.6. Penalty-Faktor

Beim Vergleich von einem Flächenflugzeug mit einem Multicopter muss bei gleichem Gesamtgewicht die unterschiedliche Verteilung der Gewichtsbestandteile berücksichtigt werden. Für ein Flugzeug ist das Strukturgewicht von Flügeln und Rumpf sowie den Steuerungselementen bedeutend größer als das von einem Multicopter. Ein Penalty-Faktor von 1 entspricht daher wie oben beschrieben einer optimistischen Einschätzung, wenn beide Strukturgewichte bei einem gleichen Gesamtgewicht äquivalent sind. Um realistischere Ergebnisse für ein Flächenflugzeug zu erreichen, wird der Penalty-Faktor schrittweise erhöht. Dabei verringert sich auch die maximal erreichbare Höhe. Der Einfluss des Penalty-Faktors konzentriert sich auf die Restladung und die Batteriespannung (vgl. Abb. 4.7). Dies hängt damit zusammen, dass ein Penalty-Faktor größer als 1 die zur Verfügung stehende Batteriemasse (vgl. Gleichung (4.2)) und folglich die Batteriekapazität (vgl. Gleichung (A.5)) reduziert. Die Referenzkonfiguration mit $f_P = 1$ ist die einzige Konfiguration, die bis zur Dienstgipfelhöhe aufsteigt. Bei allen anderen nimmt die Restladung vorher 0 % an. Die Gesamtmasse ist unabhängig vom Penalty-Faktor identisch für jede Konfiguration, weshalb auch der Schub der gleiche ist und alle übrigen Verläufe der Leistungsparameter identisch sind. Aufgrund der Tatsache, dass die Batteriekapazität mit der Batteriemasse abnimmt, der Batteriestrom jedoch gleich bleibt, wird die Entladerate bezogen auf die Kapazität größer (vgl. Gleichung (2.62)). Dies ist der Grund für den zunehmenden Spannungsabfall der Batterie bei einem höheren Penalty-Faktor. Insbesondere in Bezug auf Abschn. 4.3.4 ist der Penalty-Faktor von Bedeutung. Einer Anpassung der Flächenflugzeugzelle in Richtung einer Flugleistungsverbesserung sind Grenzen gesetzt.

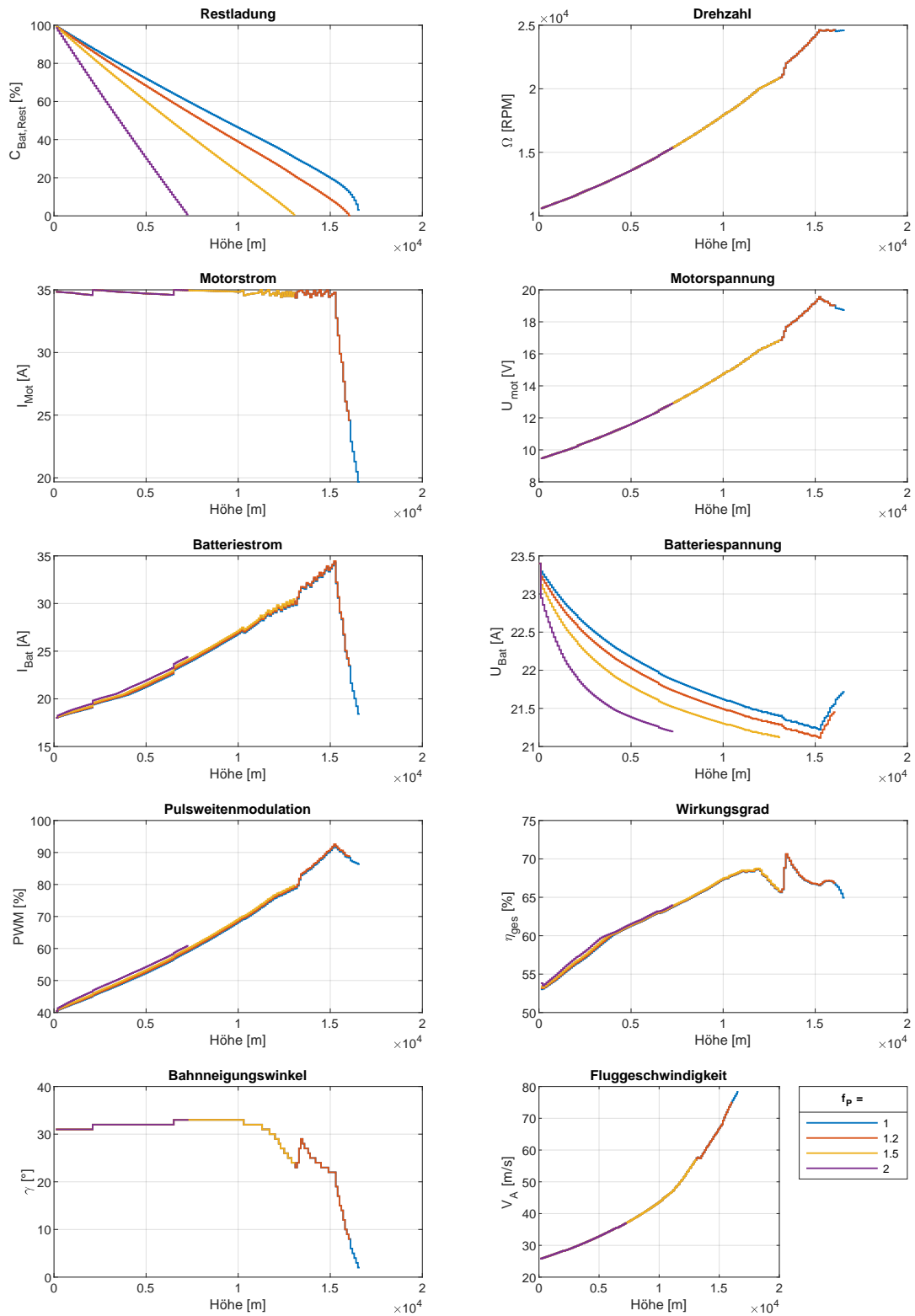


Abbildung 4.7.: Einfluss des Penalty-Faktors auf die Flugleistungen der Flächenflugzeug-Referenzkonfiguration (Tab. 4.1)

4.3.7. Zusammenfassung

Aus den Ergebnissen wird ersichtlich, dass es viele Einflussfaktoren auf die Flugleistungen eines Flächenflugzeug für einen Steigflug auf 10 km oder sogar 15 km Höhe gibt. Zuerst sollte ein Motor mit einem vergleichsweise hohem K_V -Wert in seiner Gewichtsklasse gewählt werden, wobei der Propeller an den Motor anzupassen ist (vgl. Abschn. 4.3.2). Zur Vermeidung transsonischer Effekte sollte der Propellerdurchmesser entsprechend groß gewählt werden, was auch für die Steigung gilt. Die optimale Anzahl der Propeller liegt bei einem oder zwei. Je nach der Propelleranzahl variiert der effizienteste Bahnneigungswinkel, sodass bei einer Propelleranzahl von mindestens zwei das Flächenflugzeug als VTOL-Fluggerät am effizientesten fliegt (vgl. Abschn. 4.3.3). Weiterhin ist die Gleitleistung so groß wie möglich zu halten (vgl. Abschn. 4.3.4). Hierbei sind einer solchen Erhöhung durch den Penalty-Faktor Grenzen gesetzt (vgl. Gleichung 4.3.6). Die Auslegungsgeschwindigkeit ist an den Propeller anzupassen und so hoch wie möglich zu wählen, um einen Kompromiss aus verbesserter Steiggeschwindigkeit und verringerter Schubzeugung durch den Propeller zu finden (vgl. Abschn. 4.3.5). In diesem Rahmen ist die Referenzkonstruktion bereits sehr gut ausgelegt.

4.4. Ergebnisse des Vergleichs

Im direkten Vergleich weist das Flächenflugzeug eine größere maximale Flughöhe (vgl. z.B. Abb. 4.2) auf als der Quadrocopter aus [2]. Besonders mit hohen Gleitzahlen (vgl. Abschn. 4.3.4), mehreren Motoren (vgl. Abschn. 4.3.3) und einer guten Kombination aus Motor und Propeller (vgl. Abschn. 4.3.2) wird dieser Vorteil ersichtlich. Jedoch vernachlässigt das einfache Modell des Flächenflugzeugs zusätzliche Widerstände. Die Vorteile eines Flächenflugzeuges zeigen sich auch nur bei einem Penalty-Faktor nahe eins. Dies muss als unrealistisch angesehen werden. Besonders im Bezug auf eine hohe Gleitzahl geht diese Anforderung mit einer hohen Flügelstreckung und damit mit einem hohen Strukturgewicht einher. Somit ist es zwingend notwendig den Penalty-Faktor zu erhöhen. Werden diese Einschränkungen berücksichtigt, schwindet der zusätzliche Höhengewinn eines Flächenflugzeugs gegen Null. Weiterhin erweist sich das Flächenflugzeug als bereits in den möglichen Maßen im Rahmen dieses Modells als optimiert. Die Steiggeschwindigkeit ist in Bezug auf den Auslegungszustand und einem Flug bei Auslegungsgleitzahl optimal. Außerdem wird der Steigwinkel für jeden Höhenabschnitt optimiert (vgl. Abschn. 2.2.4) und eine gute Kombination von Motor und Propeller ist bereits gegeben (vgl. Abschn. 4.2). Schlussendlich ist damit der Spielraum für weitere Verbesserungen eingeschränkt. Ohne die Limitierung durch den Propeller könnte ein ideales Flächenflugzeug Höhen von mehr als 18 000 m erreichen.

Hingegen zeigt der Quadrocopter in dieser Hinsicht noch Potential. Wird für das Flugzeug außerdem eine Konstellation von mehr als einem Motor gewählt, neigt das Flugzeug dazu in einem 90° Winkel zu steigen (vgl. Abschn. 4.3.3). Damit zeigt sich die optimale Flugweise in einem vertikalen Steigflug. Hierbei werden nichtsdestotrotz wieder viele Vereinfachungen getroffen und Verluste nicht berücksichtigt. 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 (siehe Kap. 2.2.4). Unter Berücksichtigung an das angedachte Operationsziel, einer Atmosphärenmessung, sind die Flugkorridore, die von der Deutschen Flugsicherung (DFS) zur Verfügung gestellt werden, begrenzt. Daher ist eine Abdrift 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. Beim Quadrocopter geschieht das bereits durch den Ausgleich der Seitenwinde mit einer Anpassung vom Winkel α_M , also einer Neigung der Rotorebene. Ein weiteres Argument, was gegen den Einsatz von einem Flächenflugzeug spricht ist, dass eine Start und Landevorrichtung von Nöten ist. Das erfordert Platz für eine Start- und Landebahn. Aufgrund seiner Senkrechtstarterfähigkeit benötigt der Multicopter wenig Platz zum Starten und Landen. Entsprechend dieser Argumentation wird in dieser Arbeit entschieden, dass ein Multicopter gegenüber einem Flächenflugzeug für einen Steigflug in die untere Stratosphäre als vorteilhafter anzusehen ist.

5 Optimierung weiterer Parameter

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 Konfigurationen ausgewählt und intensiver betrachtet. Zuerst wird eine Multicopter-Referenzkonfiguration in Kap. 5.1 definiert. Danach folgt die Untersuchung einzelner Parameter auf die Flugleistungen der Referenzkonfiguration (vgl. Kap. 5.2). Schließlich wird noch eine optimale Lösung vorgeschlagen und der Einfluss der AEROMET_UAV-Randbedingungen auf diese genauer betrachtet (vgl. Kap. 5.3). In der folgenden Parameteruntersuchung sei nochmal auf den Aufbau der Leistungsberechnung verwiesen, der dem eines realen Systems in umgekehrter Weise gegenübersteht (Kap. 2.2).

5.1. Multicopter-Referenzkonfiguration

Im Folgenden soll analog zum Flächenflugzeug eine Referenzkonfiguration für einen Multicopter in Tab. 5.1 festgelegt werden. Die gewählte Konfiguration ergibt sich aus vorangegangenen Untersuchungen sowie Erfahrungswerten.

Tabelle 5.1.: wichtige Parameter der Multicopter-Referenzkonfiguration

Parameter	Variablenname	verwendete Größe
Gesamtmasse m	m	3,078 kg
Leermasse des Multicopters m_{copter}	m_copter	1,028 kg
Batteriemasse m_{Bat}	m_Bat	1,626 kg
Motormasse m_{Mot}	m_Mot	106 g
Geschwindigkeitskonstante K_V	K_V	1390 RPM/V
maximaler Dauerstrom I_{max}	I_max	35 A
Propeller	$prop_name$	11x3
Anzahl Propeller n_{Prop}	n_prop	4
Anzahl der Batteriezellen $N_{Bat,cell}$	N_bat_cell	6
Obere Stirnfläche $F_{copter,oben}$	$Fcopter_oben$	0,0209 m ²
Oberer Widerstandsbeiwert $c_{W,copter,oben}$	$c_W_copter_oben$	1

Die Umgebungsparameter sind die für eine Standardatmosphäre auf Meereshöhe (entspr. QNH). Dazu wurde der Seitenwind nicht wie im AEROMET_UAV Projekt auf 100 km/h sondern auf konstante 10 m/s festgesetzt. Der Grund hierfür ist, dass der Leistungsüberschuss in einem mäßig schnellen

Vorwärtsflug am größten ist [37, S.328-S.329]. Dieser Zusammenhang wird mit der Windgeschwindigkeit modelliert. Außerdem kann der Einfluss einzelner Parameter besser und genauer untersucht werden. Die AEROMET_UAV Randbedingungen werden später in Abschn. 5.3.3 berücksichtigt.

5.2. Einflussfaktoren auf die Multicopter-Referenzkonfiguration

Für einen Multicopter gibt es viele Einflussfaktoren, die im Folgenden genauer betrachtet werden sollen.

5.2.1. Einfluss des Widerstands

Der Widerstandsbeiwert hat einen Einfluss auf die Flugleistungen eines Multicopters, der als gering eingeschätzt werden kann (vgl. Abb. 5.1). Unabhängig von dem Widerstandsbeiwert c_w endet für alle Konfigurationen der Steigflug bei der Dienstgipfelhöhe. Auch hier stellt die Propellerdrehzahl den die Höhe limitierenden Parameter dar, die ab 20 100 RPM eine Blattspitzengeschwindigkeit Ma_{tip} von $Ma = 1$ erreicht. Das Erreichen der Dienstgipfelhöhe wirkt sich jedoch kaum auf die Restladung aus.

Bis zu einer Höhe von 15 000 m erfolgt der Steigflug bei maximalen Motorstrom I_{max} . Mit dem Schub und der abnehmenden Dichte steigt die Drehzahl, die in einer Erhöhung der Motorspannung mündet. Durch die Belastung fällt die Batteriespannung ab, sodass diese in Kombination mit der Motorspannung in einer PWM Erhöhung resultiert. Nach einem anfänglichen Anstieg auf ca. 52,5 % fällt der Gesamtwirkungsgrad η_{ges} auf 41,5 % ab. Am deutlichsten kann der Einfluss des Widerstandsbeiwertes an dem Verlauf der Restladung und der Bahngeschwindigkeit ausgemacht werden. 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 Höhenschritt, erhöht auf der anderen Seite jedoch den Widerstand und damit zusätzlich die benötigte Leistung (vgl. Gleichung (2.16)). 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. Zudem erhöht ein geringer Widerstandsbeiwert die vorhandene Restkapazität. Anhand der Restkapazitätsabnahme kann ein beinahe lineare Abhängigkeit zwischen einer c_w -Erhöhung und einer Abnahme der Restladung festgestellt werden. Im Schnitt sinkt mit einer Anhebung des c_w -Wertes um 0,5 die Restladung auf 15 000 m um 4 %. Im Vergleich zum Einfluss der Gleitzahl auf die Flugleistungen eines Flächenflugzeuges ist der Verlauf hier ähnlich (vgl. Abb. 4.3.4). Im Sinne einer großen maximalen Höhe ist daher eine aerodynamisch günstige Verkleidung des Multicopters anzustreben.

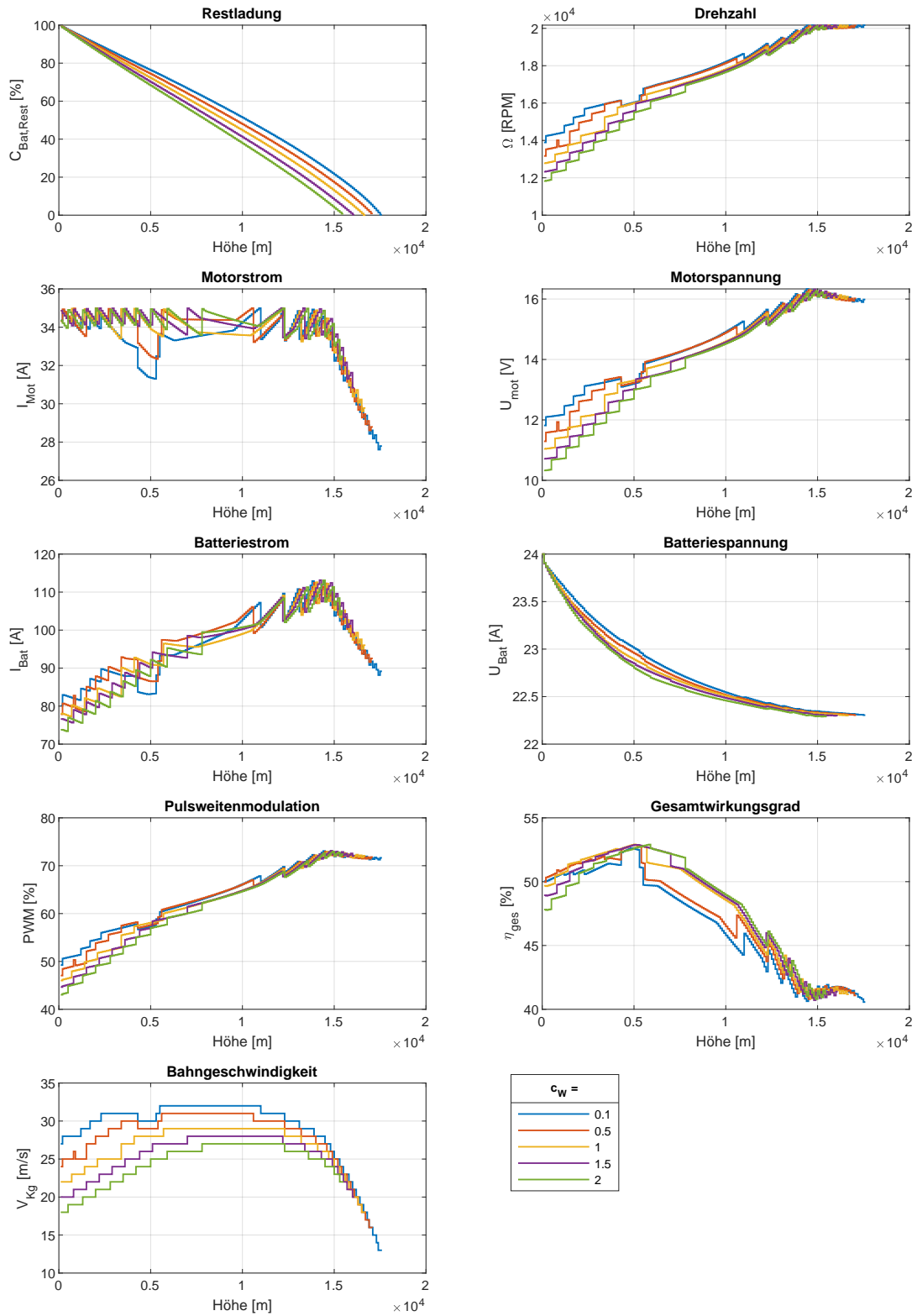


Abbildung 5.1.: Einfluss des Widerstandsbeiwertes auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)

5.2.2. Einfluss der Batteriespannung

Wie in Kap. 4.3.2 gezeigt, ist ein weiterer begrenzender Parameter die max. Motorleistung bzw. 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 nominelle Batteriespannung um 3,7 V (vgl. Abb. 5.2). Damit stellt die PWM nicht mehr die Grenze für die Steiggeschwindigkeit dar. Der effizienteste Flugzustand ist nun der beim maximalen, dauerhaften Motorstrom. Jedoch führt bei gleicher Energiemenge und somit gleicher Masse

$$E_{Bat} = C_{Bat} \cdot U_{Bat} \quad (5.1)$$

eine Erhöhung der Spannung in dem Produkt aus Spannung und Kapazität ($C_{Bat} = I_{Bat} \cdot t_{Flug}$) unweigerlich zu einer Verringerung der Kapazität.

Alle Batteriekonfigurationen steigen bis zu ihrer Dienstgipfelhöhe auf. Für die Batterie mit nur zwei Zellen ist diese durch die PWM bei 100 % bereits kurz nach Beginn des Steigfluges erreicht. Der Grund dafür ist der aufgebrauchte Leistungsüberschuss. Die Motorspannung ist durch die Batteriespannung (und die PWM) begrenzt, weshalb die Propellerdrehzahl auch begrenzt ist. Folglich ist der Schub beschränkt, was zu einer Abnahme der Bahngeschwindigkeit auf 0 m/s führt.

Deutlich bessere Ergebnisse liefert eine Verdoppelung der Zellenanzahl auf vier. Diese Konfiguration erreicht auch die Dienstgipfelhöhe, jedoch ist das Niveau der nominellen Batteriespannung im Gegensatz zu der zweizelligen Batterie doppelt so hoch. Dies bedeutet, dass zu Beginn des Fluges der Motor wieder am effizientesten mit maximalem Strom I_{max} betrieben werden kann. Im Laufe des Fluges steigt die Drehzahl des Propellers und somit die auch die Motorspannung (vgl. Gleichung (2.51)). Dieser Betriebszustand ist wieder solange möglich bis kein Leistungsüberschuss mehr vorhanden ist und die PWM 100 % erreicht. Es kommt zu einer Limitierung der Drehzahl durch die Motorspannung und letztendlich zum immer schneller werdenden Absinken der Bahngeschwindigkeit.

Die Leistungsparameter für die Batterien mit mehr als vier Zellen in Reihe sind in Bezug auf die Restladung die Propellerdrehzahl, den Motorstrom und die -spannung sowie die Bahngeschwindigkeit beinahe identisch. Lediglich in den Batteriekenngößen und damit auch in der PWM treten Unterschiede auf, weil mit der Zellenanzahl die nominelle Batteriespannung steigt und damit die PWM sinkt (vgl. Gleichung (2.54)). Der Batteriestrom nimmt ebenfalls durch die sinkende PWM ab. Die Dienstgipfelhöhe ist analog zu Abschn. 5.2.1 durch die maximale Propellerdrehzahl und diese wiederum durch die Blattspitzengeschwindigkeit begrenzt.

Ein Optimum für die günstigste Anzahl an Batteriezellen liegt bei $N_{Bat,cell} = 4$ vor, da diese Konfiguration in jedem Höhenschritt die größte Restladung aufweist (vgl. Abb. 5.2). Dies ist jedoch einzuschränken. Diese Konstellation erreicht die geringste Abnahme der Restkapazität mit der Höhe, jedoch schränkt die im Vergleich zu Batterien mit mehr Zellen geringere, nominelle Batteriespannung die Motorleistung ein, was zu einem frühzeitigen Beenden des Steigfluges durch Erreichen der Dienstgipfelhöhe führt. Dieser Flaschenhals ist bei mindestens einer Zelle mehr nicht mehr gegeben. In diesem Sinne ist eine fünfzellige Batterie für die Multicopter-Referenzkonfiguration zu bevorzugen. Jedoch weist die vierzellige Batterie den größten Gesamtwirkungsgrad auf. Dieser fällt ebenfalls mit der nominellen Batteriespannung. Insbesondere für die Batterien mit mehr als vier

Zellen sind der Propeller- und Motorwirkungsgrad identisch, da die Leistungsgrößen, die auf diese Wirkungsgrade einen Einfluss haben, ebenfalls identisch sind.

Der Grund für die unterschiedlichen Gesamtwirkungsgrade liegt im Wirkungsgrad des Motorreglers. Eine sinkende PWM erhöht die Verluste innerhalb der Motorregler und verringert den Wirkungsgrad (vgl. Gleichung (2.53)). Dies soll in Abschn. 5.2.3 genauer untersucht werden.

Insgesamt ist für die Batteriezellenanzahl ein Kompromiss zu wählen. Mehr in Reihe geschaltete Batteriezellen erhöhen wie bereits erwähnt die nominelle Batteriespannung. Somit stellt die Motorleistung nicht mehr den limitierenden Parameter dar. Auf der anderen Seite ist die verfügbare Leistung am Motoreingang so hoch, dass sie bei vollständiger Nutzung (100 % PWM) und einer Luftdichte in Bodennähe zum Überschreiten des maximal zulässigen Motorstroms führt. Folglich ist eine Regulierung der PWM zwingend erforderlich. Diese Regulierungsgrenze verschiebt sich in Bezug zur PWM weiter nach unten, je größer die nominale Batteriespannung ist. Damit steigen auch die Motorreglerverluste.

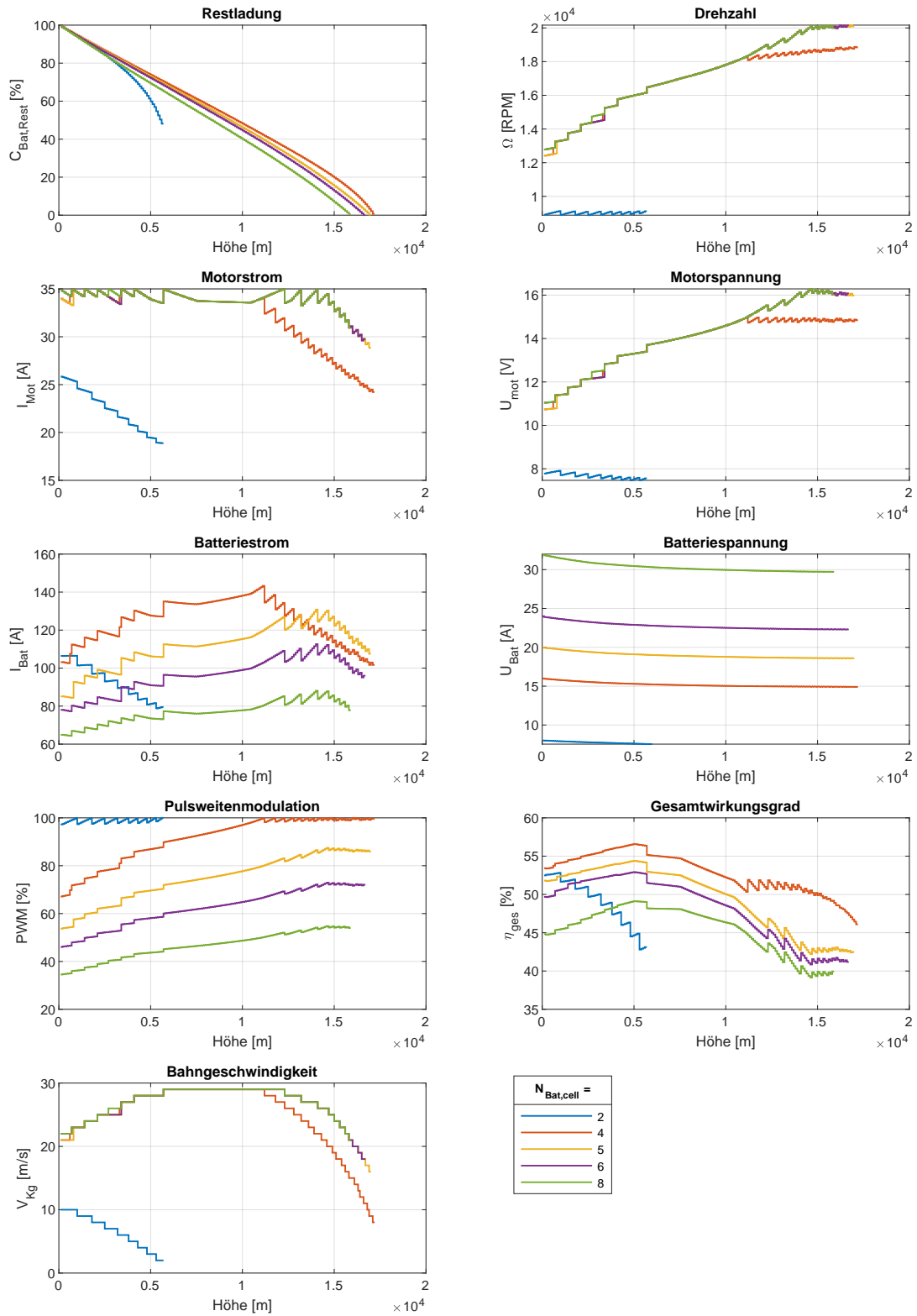


Abbildung 5.2.: Einfluss des Batteriezellenanzahl auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)

5.2.3. Einfluss des Motorreglerwirkungsgrades

Der Wirkungsgrad des ESC ist ausschließlich als eine Funktion der PWM modelliert (vgl. Gleichung (2.53)). Wie bereits in Abschn. 5.2.2 erklärt, sinkt die PWM mit der Erhöhung der Batteriezellenanzahl. Zeitgleich steigen die Verluste im Motorregler. Im Sinne eines besseren Gesamtwirkungsgrades und der erreichbaren Höhe ist eine Verringerung der Motorreglerverluste anzustreben. Die Ergebnisse sind in A.8 dargelegt.

Der Motorreglerwirkungsgrad hat keinen Einfluss auf die Dienstgipfelhöhe. Es ist allerdings ein bedeutender Einfluss auf die Restladung zu erkennen. Mit einem höheren ESC-Wirkungsgrad steigt auch der Gesamtwirkungsgrad. Weiterhin sinkt der Batteriestrom (vgl. Gleichung (2.61)) mit dem Reglerwirkungsgrad und über den geringeren Batteriestrom sinkt die der Batterie entnommene Kapazität. Werden die Kurven der Restladung linear extrapoliert, so würde die Konfiguration mit sechs Zellen und bei einer Halbierung der Verluste im Motorregler ohne die Dienstgipfelhöhe bereits 18 000 m und mit keinen Verlusten im Regler bereits mehr als 20 000 m Höhe erreichen. Daher sind aus den oben genannten Gründen die Verluste innerhalb des Motorreglers zu verringern.

5.2.4. Einfluss des maximalen Motorstroms

Die Ergebnisse zeigen, dass ein geringer maximaler Motorstrom ebenfalls die Steiggeschwindigkeit begrenzt (vgl. z.B. Abb. 5.1). 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. 4.3.2). Ein gutes Beispiel ist der Motor aus Kapitel 4.2 mit einem K_V -Wert von 1390 RPM/V und einem maximalen Motorstrom I_{max} von 35 A.

5.2.5. Massenanteile der Komponenten

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 die Grundlage der Untersuchung dar. Bei diesem nehmen die Motoren 13,77 %, die Batterie 52,83 % und der Rahmen mit den übrigen Komponenten 33,4 % der Gesamtmasse von 1060 g ein. Diese Massenverhältnisse sind bereits bei der Multicopter-Referenzkonfiguration angewendet worden (vgl. Kap. 5.1). Zusätzlich wurde auch die obere Stirnfläche $F_{copter,oben}$ mit der Größe angepasst. Für die genauere Betrachtung der optimalen Massenverteilung wird die Batteriemasse im Verhältnis zur Gesamtmasse variiert.

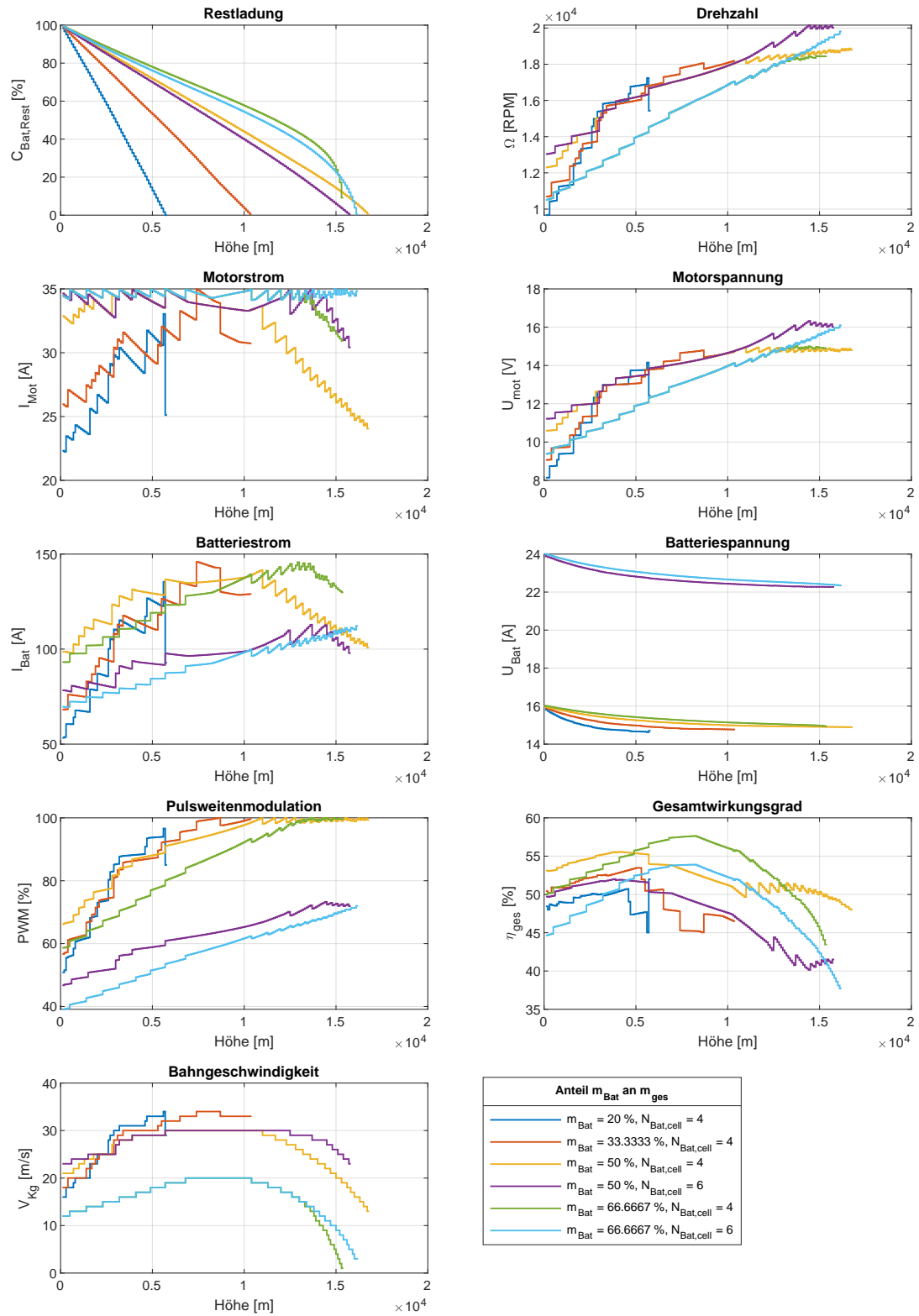


Abbildung 5.3.: Einfluss des Batteriemassenanteils auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)

Der Einfluss der Batteriemasse auf die Flugleistungen ist bedeutend (vgl. Abb. 5.3). Die TOCs variieren in eine Spanne von 5000 m. Hier kommt es zu einer Überlagerung zweier Effekte. Der erste ist der Einfluss der Batteriezellenanzahl, der bereits in Abschn. 5.2.2 genauer erklärt wurde, und der zweite ist der Einfluss der Batteriemasse.

Es kann festgehalten werden, dass mit der Batteriemasse die Batteriekapazität steigt (vgl. Gleichung (A.5)). Die zur Verfügung stehende Energie erhöht sich. Außerdem erhöht eine höhere Batteriemasse die Gesamtmasse (vgl. Gleichung (2.9)) und als Konsequenz auch den erforderlichen Propellerschub (vgl. Gleichung (2.19) und (2.21)). Diesem folgt eine Erhöhung des Motor- (vgl. Gleichung (2.50)) und des Batteriestroms (vgl. (2.61)). Bei Batteriemassenanteilen von weniger als 33,33 %, also einem Drittel der Gesamtmasse, limitiert die Batteriekapazität den Steigflug. Durch die geringe Masse werden die Motoren nicht vollständig ausgelastet, sodass der Motorstrom mit dem Drehmoment des Propellers kontinuierlich ansteigt (vgl. Gleichung (2.50)). Der Drehzahlzuwachs ist zudem signifikant größer als bei höheren Batteriemassenanteilen. Entsprechend steigt auch die Motorspannung an (vgl. Gleichung (2.51)). Der Batteriestrom nimmt äquivalent zum Motorstrom und -spannung zu (vgl. Gleichung (2.61)). Zudem ist ein stärkerer Spannungseinbruch zu verzeichnen, je kleiner der Batteriemassenanteil ist. Eine Erklärung liefert die Entladerate, die sich aus dem Batteriestrom in Abhängigkeit der Kapazität zusammensetzt und für eine geringere Kapazität steigt (vgl. Gleichung (2.62)). Die Bahngeschwindigkeit ist jedoch am höchsten und sinkt mit höherem Gesamtgewicht, weil der Schub und letztlich die notwendige Energie mit dem Gewicht und der Bahngeschwindigkeit steigen. Weiterhin kann die Dienstgipfelhöhe durch die Motorleistung nicht erreicht werden. Bei sehr kleinen Batterien reicht hierzu die Kapazität nicht aus. Deshalb kann der volle Leistungsüberschuss nicht genutzt werden.

Anders ist dies, wenn die Batterie die Hälfte der Gesamtmasse ausmacht. Auch hier limitiert die Batteriekapazität die Flughöhe. Jedoch ist die absolute Kapazität bedeutend höher, weshalb auch die maximale Flughöhe höher ist. Wiederum kann der Einfluss der Batteriezellenanzahl auf Batterien mit der gleichen Masse und Kapazität beobachtet werden. Dieser Zusammenhang wird in Abschn. 5.2.2 genauer beschrieben. Ab dieser Batteriemasse ist wieder ein effizienter Flug mit maximalen Motorstrom möglich. Je nach der Batteriezellenanzahl ändert sich auch die Dienstgipfelhöhe. Bei $n_{\text{Bat,cell}} = 6$ ist dies wiederum durch die maximale Propellerdrehzahl begrenzt und bei $n_{\text{Bat,cell}} = 4$ limitiert die PWM die Motorleistung, sodass der Schubüberschuss aufgebraucht ist. Die Abhängigkeit der Flugleistungen von der Batteriezellenanzahl zeigt auch die Batterie mit einem Massenanteil von $2/3$ an der Gesamtmasse. Hier ist die Batteriekapazität wieder größer. Dies verdeutlicht sich in der nochmals geringeren Batteriekapazitätsabnahme. Mit der Masse sinkt auch die Propellerdrehzahl. Durch die größere Gesamtmasse steigt der benötigte Standschub (vgl. Gleichung (2.19) und (2.21)) und damit sinkt die optimale Bahngeschwindigkeit. Zum Schluss steigert der Batteriemassenanteil noch den Gesamtwirkungsgrad. Ein Optimum des Batteriemassenanteils liegt bei 66,667 % der Gesamtmasse (vgl. Anhang A.9). Dabei ist vor allem noch die Anzahl der Batteriezellen zu berücksichtigen. Im Hinblick auf Abschn. 5.2.2 ist die Zellenanzahl auf den Motor anzupassen, sodass die Motorleistung die maximale Höhe nicht begrenzt, wobei der Motorregler verlustarm arbeiten sollte. Auf der anderen Seite sollte die nominelle Batteriespannung nicht so hoch sein, dass die PWM zum Schutz des Motors abgeriegelt werden muss (vgl. Abschn. 5.2.2). Der hier ermittelte optimale Batteriemassenanteil stimmt mit den Aussagen von Neitzke überein [19]. Es ist außerdem ersichtlich, dass die Flugleistung und -dauer noch weiter verbessert werden können, wenn

der Massenanteil des Rahmens und aller übriger Komponenten kleiner wird und die Masse der Batterie im Gegensatz steigt, d.h. eine Tendenz der Multicopterleermasse gegen Null ($m_{Copter} \rightarrow 0$ und $m_{Bat} \rightarrow (m_{Bat} + m_{Copter})$).

5.2.6. Einfluss der Größe

Ein weitere Einfluss auf die Flugleistungen stellt das Gesamtgewicht des Fluggerätes dar. Dabei wird das Fluggerät äquivalent skaliert. Dies bedeutet, dass die Massenverhältnisse von Motoren, Batterien und die Leermasse im Verhältnis zum Gesamtgewicht konstant bleiben. Das Verhältnis orientiert sich an der Massenverteilung aus Kapitel ???. Dieses Verhältnis wird für jede Größenskalierung gewahrt. Als Anhaltspunkt dient wieder die Motormasse. Die Propellerauswahl findet nach den Herstellerempfehlungen und eigenen Versuchen statt. Alle anderen Massenverteilungen ergeben sich im Anschluss aus der Motormasse analog zu Kapitel ??.

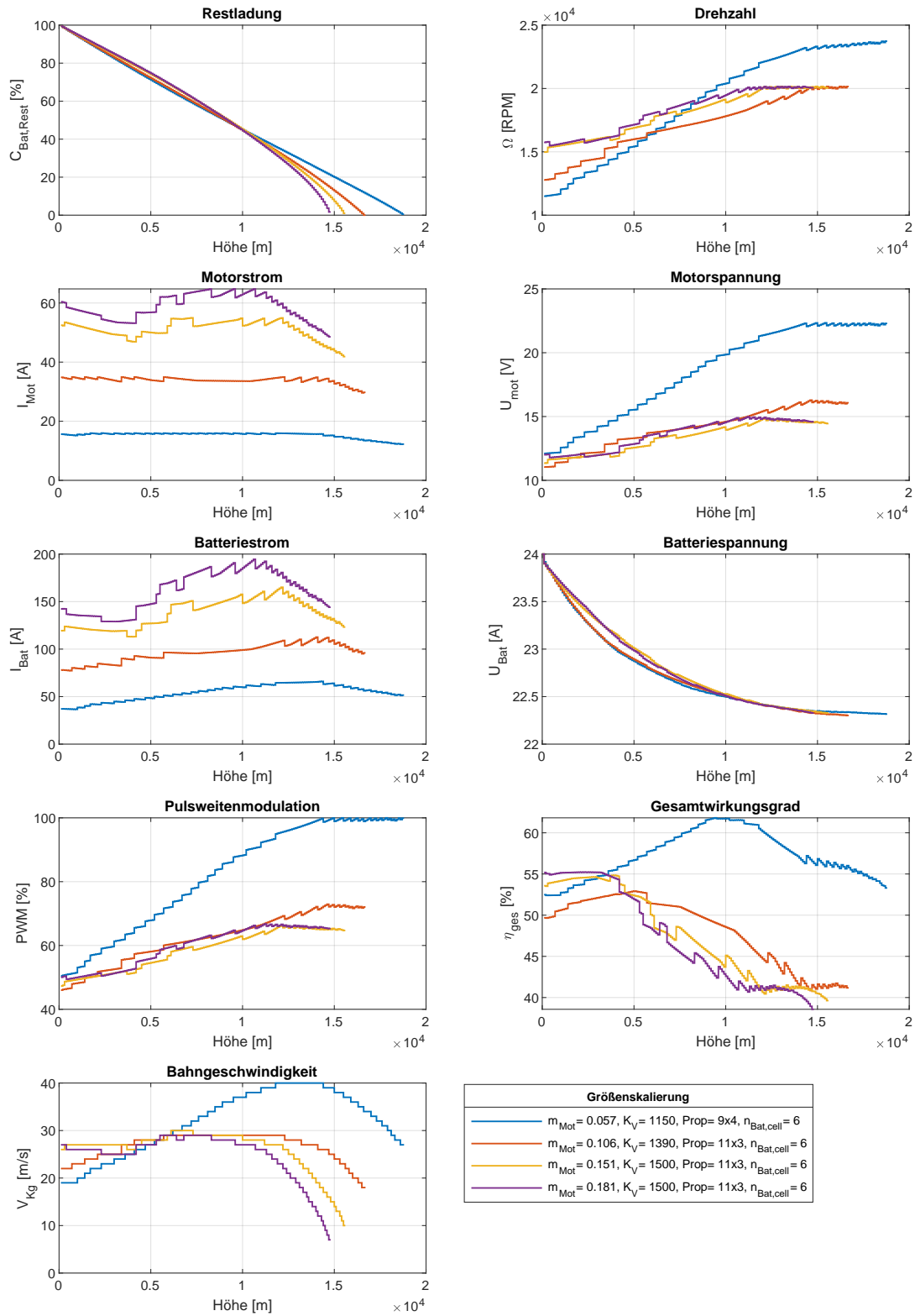


Abbildung 5.4.: Einfluss der äquivalenten Größenveränderung auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)

Eine äquivalente Größenskalierung besitzt einen vernachlässigbar kleinen Einfluss auf die Flugleistungen (vgl. Abb. 5.5). Die Abnahme der Restladung ist für alle Konstellationen beinahe identisch. Der Grund für die Unterschiede in den Diagrammen, die vor allem die Höhe betreffen, liegt in den Unterschieden der Motoren und Propeller. Eine hundertprozentig uniforme Skalierung ist hier nicht möglich. Dabei unterscheiden sich besonders die K_V -Werte der Motoren. Dies zieht Unterschiede im Bereich der Motorspannung und folglich in der PWM und im Gesamtwirkungsgrad nach sich. 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 m bis 15 000 m treten im Durchschnitt 100 km/h starke Winde auf [31]. Die Einflüsse von Böen in diesen Größenordnungen auf einen Multicopter fallen geringer aus, wenn das Fluggerätes auf eine höhere Gesamtmasse ausgelegt wird. Dies erfordert im Umkehrschluss weniger Energie zur Kurs- und Lagekorrektur. Im Hinblick auf die angedachte Nutzlast von 250 g im Rahmen des AEROMET_UAV-Projektes bietet eine größere Gesamtmasse den Vorteil, dass die feste Masse der Nutzlast anteilig an der Gesamtmasse weniger wird, je größer die Gesamtmasse ist.

5.2.7. Anzahl der Propeller

Bisher wurden dabei nur Fluggeräte mit vier Rotoren untersucht. Dabei gilt es noch die Abhängigkeit der Flugleistungen von der Propelleranzahl zu überprüfen.

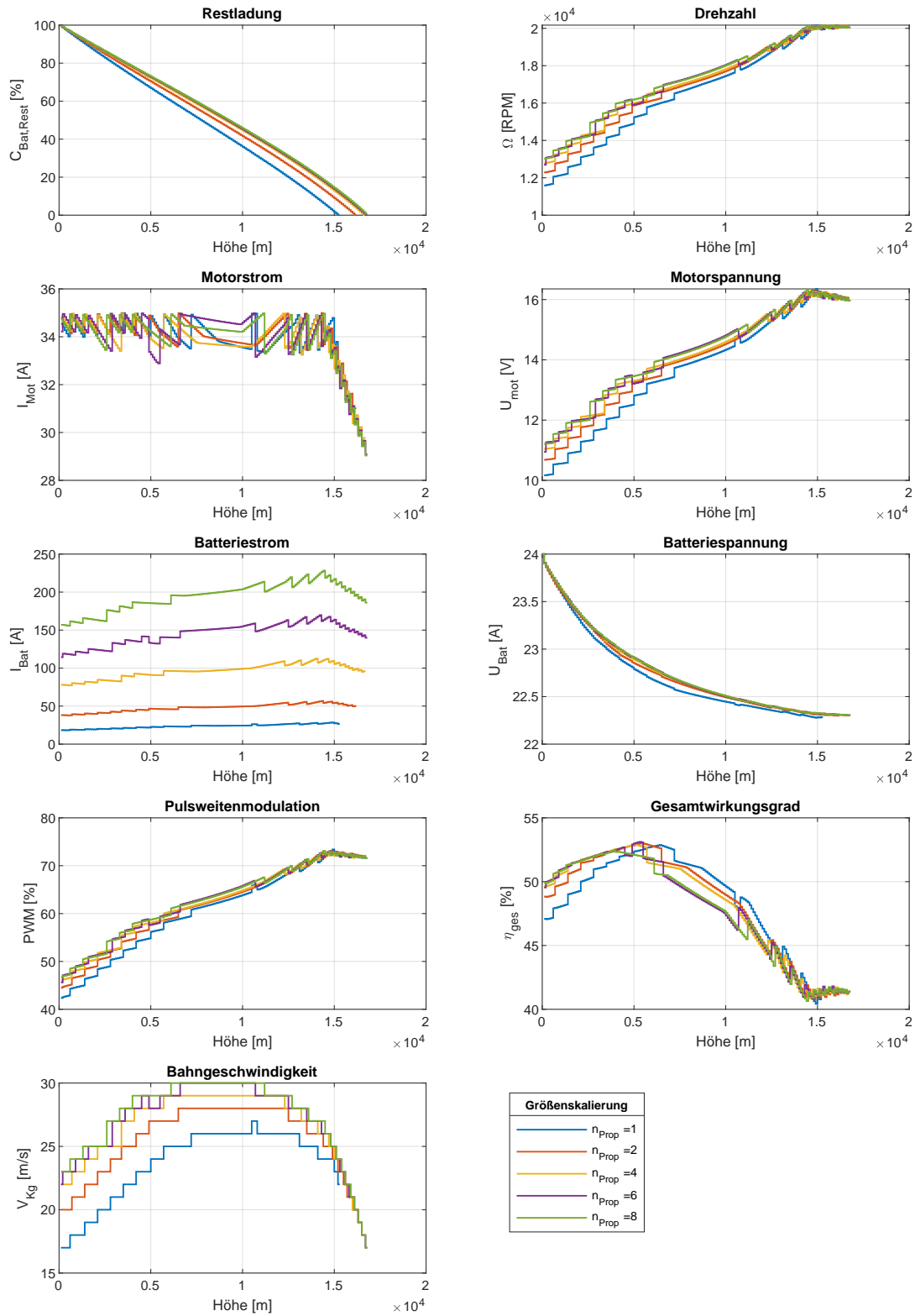


Abbildung 5.5.: Einfluss der Propelleranzahl auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)

Analog zu den Ergebnissen aus Abschn. ?? bewirkt eine äquivalente Veränderung der Rotoranzahl keine nennenswerten Änderungen der maximalen Flughöhe, wenn die verwendeten Motoren dieselben sind. Die Ergebnisse für einen Multicopter mit vier, sechs oder acht Propellern sind nahezu identisch. Dies gilt auch für die Restladung, die für diese Konfigurationen im Vergleich zu den Konfigurationen mit weniger Propellern noch pro Höhenschritt mehr Restladung aufweisen. Die einzigen Unterschiede weisen der Batteriestrom und die Bahngeschwindigkeit auf. Der Batteriestrom erhöht sich mit beinahe konstanten 50 A pro zusätzlichen zwei Propellern (vgl. Gleichung (2.61)). Dahingegen steigt auch die Bahngeschwindigkeit mit mehr Propellern.

An dieser Stelle sind jedoch Einschränkungen vorzunehmen. Der Monocopter erreicht ähnliche Flugleistungen wie die anderen Konfigurationen. Der Monocopter benötigt jedoch zusätzlich noch Aktuatorik für die Abdeckung der restlichen drei Stellgrößen. Das umfasst Aktuatorik für das Nicken, Rollen und Gieren. Die translatorische Fortbewegung kann bereits durch den Propeller erfolgen. Der Drehmomentenausgleich könnte durch eine der drei rotatorischen Stellgrößen erfolgen (z.B. Rollen). Insgesamt sind also mindestens drei weitere Aktuatoren notwendig. Diese zusätzliche Aktuatorik benötigt der Duocopter ebenfalls. Ein Drehmomentenausgleich ist hier jedoch nicht notwendig. Trotzdem werden hier immerhin noch zwei weitere Aktuatoren für das Nicken und Gieren benötigt. Beide erwähnten Punkte erhöhen die Gesamtmasse und benötigen zusätzlich Energie. Dies verringert die Gesamthöhe. Für mehr als vier Propeller muss berücksichtigt werden, dass die Gesamtmasse und damit insbesondere das Strukturgewicht steigt. Dies geht auf die Kosten einer optimalen Konstellation der Massenverteilung. Zusätzlich erhöht sich die obere Stirnfläche $F_{\text{copter, oben}}$ durch stärkere Strukturen, die in einer Widerstandserhöhung und somit erhöhten Verlusten resultieren. Für den anschließenden Sinkflug wäre ein um die Gierachse eigenstabiler und um die Roll- und Nickachse mit den zusätzlichen zwei Aktuatoren steuerbarer Duocopter, welcher die beiden Antriebe abschaltet und sich somit im Gleitflug befindet, womöglich sehr effizient. Diese Art der Konfiguration spricht für einen Gleitflüger, der die beiden genannten Eigenschaften verbindet. Um das oben gesagte zusammenzufassen, eignet sich eine Propelleranzahl von mindestens zwei am besten für einen Flug in die untere Stratosphäre.

5.2.8. Einfluss eines Verstellpropellers

Eine 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. 3) ist, dass die Drehzahl von Propellern mit einer geringen Steigung deutlich schneller steigt als bei einem Propeller mit einer großen Steigung. Da vor allem die Drehzahl die Motorspannung bestimmt, ist eine Verringerung der Drehzahl bei gleichem Schub von Interesse. Mit zunehmender Flughöhe verringert sich die Dichte und dementsprechend auch der Schub, wenn die Rotordrehzahl und die Propellersteigung konstant gehalten werden. Diesem Effekt kann mit einer Erhöhung der Drehzahl oder mit einer Erhöhung der Steigung entgegen gewirkt werden. Während bei einem Drehflüger mit Strahltriebwerk 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 einer konstanten Propellersteigung vor. Das Vorgehen für einen Propeller mit variabler Steigung sieht so aus, dass für einen vorgegebenen Durchmesser alle Kennfelder mit diesem Durchmesser der Datenbank entnommen werden (siehe A.10). Danach wird in der Leistungsuntersuchung jeder Propeller mit unterschiedlicher Steigung, aber gleichem Durchmesser, gegeneinander abgewogen. Die Auswahl für den in dem betrachteten Flugmoment beste Steigung erfolgt wieder über die Energiebetrachtung, analog zum Bahnneigungswinkel und der Bahngeschwindigkeit (vgl. Kap. 2.2.4). Dies ist ein Idealfall, weil mit der minimal aufgebrauchten Energie auch die der Batterie entzogenen Restladung minimal ist. Folglich wird nur der Zustand ausgewählt, der die größte Restladung aufweist.

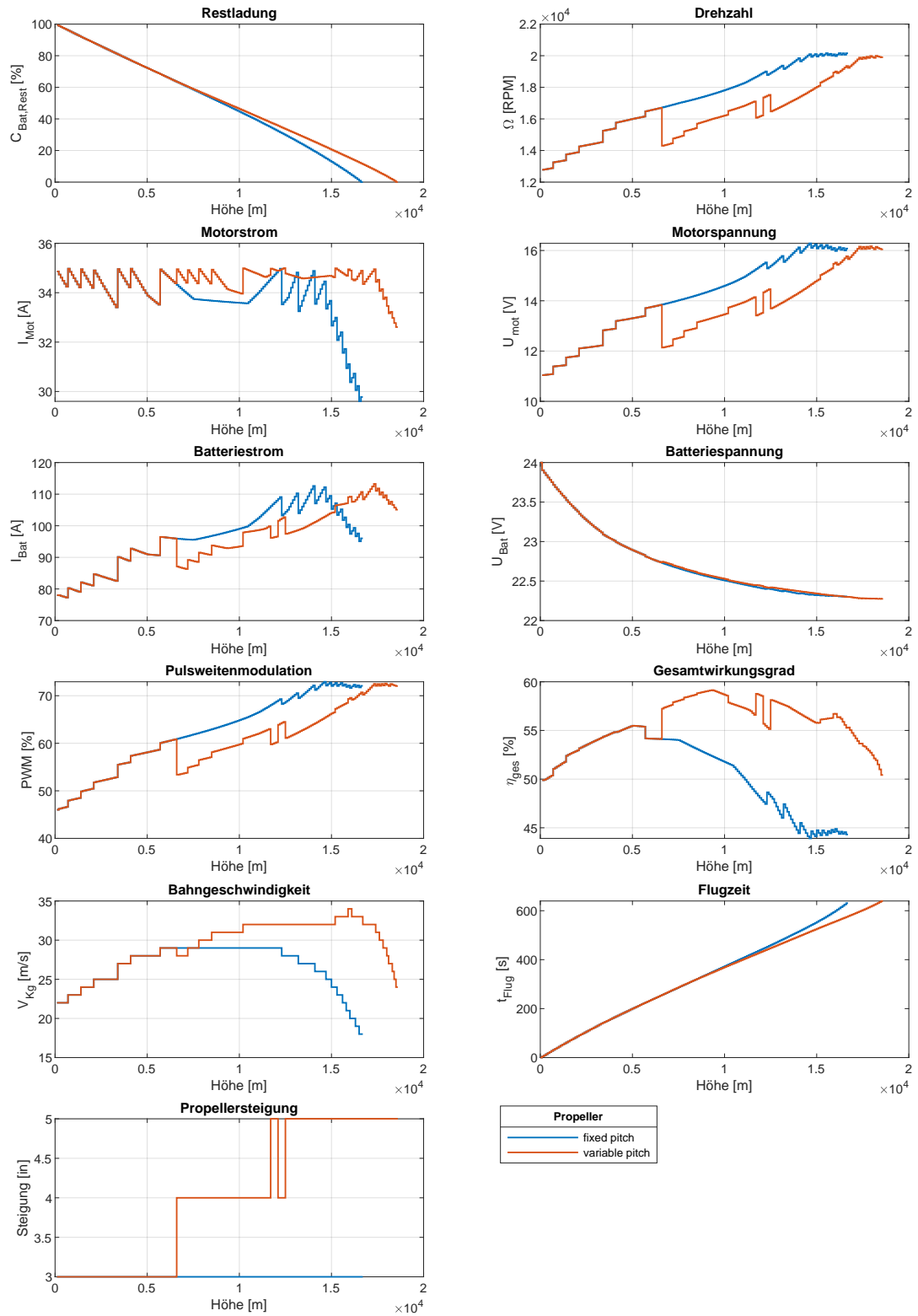


Abbildung 5.6.: Einfluss eines idealen (Eigengewicht gleich null und ideale Verwindung) Verstellpropellers auf die Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)

Mit dem Verstellpropeller ist ein deutlicher Höhengewinn von 2000 m zu verzeichnen. Selbst mit dem Verstellpropeller wird ab 17 500 m die Dienstgipfelhöhe erreicht, die sich wieder durch die Begrenzung der Propellerdrehzahl auszeichnet. Ab 17 000 m ist die Blattspitzengeschwindigkeit $Ma = 1$. Allerdings sind die Auswirkungen auf die Flugleistungen marginal. Hieraus kann geschlossen werden, dass ein Verstellpropeller die Dienstgipfelhöhe in größere Höhen verschieben kann. Mit dem Verstellpropeller kann durchgehend am effizientesten bei maximalen Motorstrom (hier $I_{max} = 35$ A) geflogen werden. Die Propellersteigung wächst im Laufe des Steigfluges von anfänglichen 3 in auf 5 in. Dies ist erstaunlich, da noch viel größere Steigungen möglich wären, die aber selbst in großen Flughöhen immer noch mehr Energie der Batterie entziehen als kleinere Steigungen. Es gilt also, dass geringe Propellersteigungen für Multicopter am effizientesten mit Hinblick auf den Energieverbrauch sind. Die Fluggeschwindigkeit ist allerdings auch gering, sodass sich hohe Steigungen tendenziell erst bei hohen Fluggeschwindigkeiten lohnen.

Signifikant ist der Einfluss einer Propellersteigungsänderung auf die Propellerdrehzahl. Aufgrund der Tatsache, dass der Verstellpropeller mit Kennfeldern von Propellern modelliert wird, die eine feste Steigung besitzen, bedeutet eine Änderung der Propellersteigung auch eine Änderung der Drehzahl. Diese Drehzahleinbrüche treten auf, da ein Propeller mit einer höheren Steigung denselben Schub bei einer geringeren Drehzahl erzeugen kann. Der Verlauf der Drehzahl wirkt sich direkt auf die Motorspannung aus (vgl. Gleichung (2.51)), damit auch auf die PWM (vgl. Gleichung (2.54)) und letztlich auf den Batteriestrom (vgl. Gleichung (2.61)). Im Vergleich zum Propeller mit konstanter Steigung ist die PWM durch die vergleichsweise geringere Drehzahl und die geringere Drehzahl unterhalb der PWM der Referenzkonfiguration. Folglich fällt auch der Motorreglerwirkungsgrad schlechter aus. Allerdings wird durch die Propellersteigungsänderung eine deutliche Erhöhung des Propellerwirkungsgrades erzielt. Dies kann auf die langsamer drehenden Propeller, aber deutlich schneller fliegenden Multicopter zurückgeführt werden (vgl. Gleichung (2.43)). Eine Propellersteigerungserhöhung liefert gleichzeitig auch mehr Schub. Somit ist auch eine höhere Bahngeschwindigkeit möglich. Insgesamt liegt somit der Gesamtwirkungsgrad η_{ges} vom Multicopter mit Verstellpropeller ab 7000 m, wenn die Propellersteigung das erste Mal erhöht wird, ca. 3 % mit einer steigenden Tendenz über dem Multicopter ohne. In 15 000 m Höhe sind es sogar mehr als 10 %.

Eine Änderung auf die Abnahme der Restladung macht sich erst ab ca. 10 000 m Höhe bemerkbar. Während die Restladung vom Multicopter ohne Verstellpropeller ab dieser Höhe schneller abnimmt, kann sie durch einen Verstellpropeller verlangsamt werden. Dies bedeutet, dass ein Verstellpropeller die Effizienz in niedrigen Höhen nicht bedeutend beeinflusst. Für Steigflüge in großen Höhen kann er jedoch die Effizienz deutlich anheben. Der Vorteil eines Verstellpropellers ist deutlich. Dazu müssen aber noch folgende Einschränkungen vorgenommen werden. Der Verstellpropeller kann nur im Rahmen der in der APC-Datenbank [27] 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 Steigungen in der Datenbank vorhanden sind. Eine kontinuierliche Verstellung würde an dieser Stelle einen glatten Verlauf in der Propellersteigung und somit auch in allen anderen Verläufen erzeugen.

An dieser Stelle wurde der Propeller in gewisser Weise idealisiert. So wurde unter anderem die verlängerte Blattaufhängung mit dem Steuerstangenanschluss und der Verstellaktuatorik etc. außer Acht gelassen. Dies würde zu zusätzlichen Verlusten an der Blattwurzel und einer Verringerung

des effektiven Radius führen. Bei einem Propeller mit konstantem Anstellwinkel kann diese sehr kurz gehalten werden, weshalb das profilierte Rotorblatt radial gesehen deutlich früher beginnt. Die Verringerung der effektiven Propellerblattlänge ist bei dem hier modellierten Verstellpropeller nicht berücksichtigt worden. Weiterhin birgt die Verwendung von Propellerkennfeldern mit einer festen Steigung gewisse Ungenauigkeiten. Für die Propeller mit fester Steigung kann vorausgesetzt werden, dass dieser im Rahmen eines optimalen Schwebeflugrotors [37, S.197-S.205] ausgelegt wurde (ausschließlich axiale Anströmung, Betrieb nur im Vorwärtsflug, etc). Ein Verstellpropeller muss jedoch eine gewisse Bandbreite an Betriebspunkten abdecken (Steig-, Vorwärtsflug oder Autorotation), die durch eine einseitige Optimierung des Propellers eine Verschlechterung für die anderen bedeutet [37, S.203]. Es ist daher auch mit Diskrepanzen für das Leistungsverhalten des Verstellpropellers in Bezug auf Propeller mit fester Steigung zu rechnen, die nicht den Kennfeldern zu entnehmen sind. 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 für die Batterie, 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, kurz der Leistungsüberschuss. Letzterer macht den Verstellpropeller ein weiteres Stück redundant. Mit einem hohen Batteriestrom verschiebt sich der Bereich, in dem eine größere Steigung vorteilhafter ist, noch weiter in größere Höhen. Damit sinkt auch die Einsatzdauer und schließlich der Nutzen. Schlussendlich bringt der Verstellpropeller den 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. Außerdem erhöht ein Verstellpropeller die Restladung am TOC, sodass das volle Potential dieser Propellerart ausgeschöpft werden kann. Im Zustand der Autorotation ist jedoch kein Ausgleich von Seitenwinden möglich. Die Abdrift muss daher an dieser Stelle negativ bewertet werden.

Zusammengefasst gilt, dass ein Verstellpropeller Vorteile in großen Höhen mit sich bringt. Allerdings ist die hier in Abb. 5.6 dargelegte Effizienz anzuzweifeln. Die Vorteile ergeben sich auch in Abhängigkeit der Konstruktion. Je kleiner die Blattaufhängung ist, desto effizienter ist der Verstellpropeller. Weiterhin ist die Masse des Verstellmechanismus im Verhältnis zum Gesamtgewicht abzuwägen. Je größer das Gesamtgewicht des Multicopters, desto geringer ist der nachteilige Einfluss der Zusatzmasse durch den Verstellpropeller auf dessen Flugleistungen. Aus diesem Grund ist der reale Nutzen für kleinere Multicopter zu verneinen. In A.10 werden die Flugleistungen für einen Verstellpropeller mit Eigengewicht dargelegt.

5.2.9. Einfluss eines stufenlosen Getriebes

Eine häufige Begrenzung der Leistung ist die maximale Drehzahl des Motors oder des Propellers (vgl. u.a. Abschn. 4.2 und 5.2.1). Diese nimmt mit großen Höhen stark zu. Ein hypothetisches stufenlos, verstellbares Getriebe bringt den Vorteil mit, dass durch dessen Einsatz die Drehzahl für den Motor

entsprechend angepasst werden kann, sodass die Motorspannung nicht mehr den Flaschenhals für einen Steigflug darstellt. Die Übersetzung für ein Getriebe

$$i = \frac{\Omega_{an}}{\Omega_{ab}} \quad (5.2)$$

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

$$P_{an} = \eta_{\text{Getriebe}} \cdot \Omega_{an} \cdot M_{an} = \Omega_{ab} \cdot M_{ab} = P_{ab} \quad (5.3)$$

mit dem Getriebewirkungsgrad

$$\eta_{\text{Getriebe}} = \frac{P_{ab}}{P_{an}} \leq 1. \quad (5.4)$$

Aus den Gleichungen (5.2) bis (5.4) ergeben sich nun für die aus dem Propellerkennfeld ermittelten Drehzahl und dem Drehmoment die neue Drehzahl für den Motor

$$\Omega_{neu} = \Omega_{\text{Kennfeld}} \cdot i \quad (5.5)$$

und aus der Leistung

$$M_{neu} = \frac{P_{ab}}{\Omega_{neu}}. \quad (5.6)$$

das neue Drehmoment. Die günstigste Übersetzung wird analog zum Steigwinkel des Flächenflugzeuges und analog zur Steiggeschwindigkeit durch eine Iteration über der Übersetzung i gefunden (siehe Anhang A.11). Das Entscheidungskriterium ist auch hier die minimal aufgebrauchte Energiemenge für den jeweiligen Höhenschritt. An dieser Stelle ist das Getriebegegewicht m_{Getriebe} nicht zu vernachlässigen. Diese fließt mit der Anzahl der Propeller in die Berechnung der Gesamtmasse mit ein

$$m = m_{\text{Bat}} + (m_{\text{Mot}} + m_{\text{Getriebe}}) \cdot n_{\text{Prop}} + m_{\text{Copter}}. \quad (5.7)$$

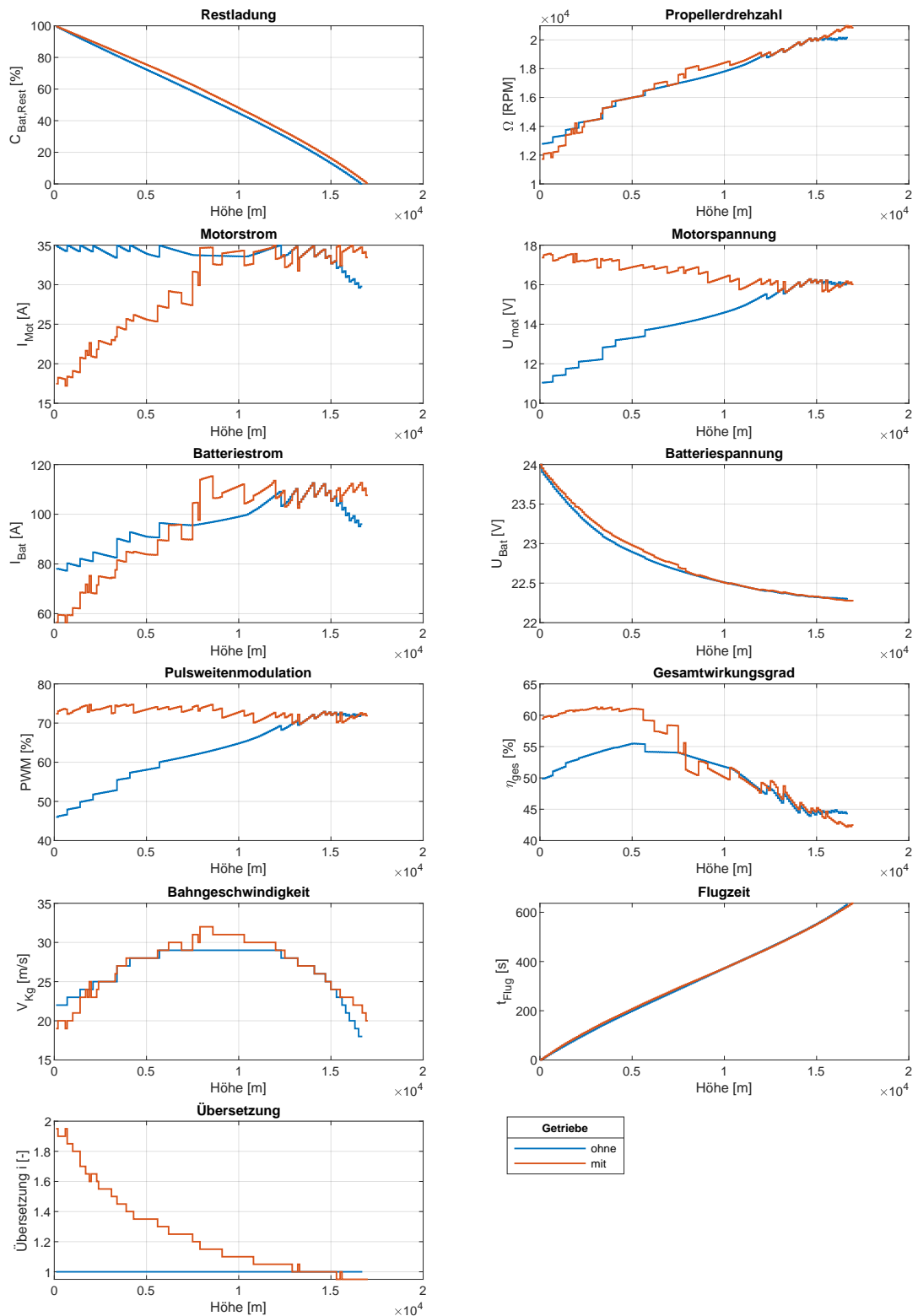


Abbildung 5.7: Einfluss eines idealen (Eigengewicht gleich null und Getriebewirkungsgrad gleich 100%) Getriebes auf die Flugleistungen der Multicopter-Referenzkonfiguration (Tab. 5.1)

Der Einsatz eines idealen, stufenlosen Getriebes ($m_{\text{Getriebe}} = 0$ und $\eta_{\text{Getriebe}} = 1$) bietet nur minimale Vorteile (vgl. Abb. 5.7). Durch das Getriebe ist die Restladung im Durchschnitt um 2 % größer als ohne. Aus der Reihenfolge des Programms ist die Übersetzung der Drehzahlen und Drehmomente genau umgekehrt. In diesem wird die Drehzahl des Propellers für den Motor angepasst. Mit dieser Blickweise wird die Motordrehzahl zuerst ins Schnelle übersetzt und anschließend ab ca. 15 000 m Höhe ins Langsame. Auf Grund der Tatsache, dass die Leistung über einem Getriebe konstant bleibt und hier vorerst keine weiteren Verluste berücksichtigt werden, ist der Verlauf des Drehmoments komplementär zu dem Drehzahl, sodass die Beziehung in Gleichung (5.3) erhalten bleibt.

Die Übersetzung hat keinen Einfluss auf die Propellerdrehzahl. Diese wird durch Interpolation aus dem Propellerkennfeld bestimmt (vgl. Kap. 2.2.5). Die bemerkbaren Unterschiede in Abb. 5.7 ergeben sich durch die Diskretisierung der Getriebeübersetzung. Ähnlich kleine Unterschiede weist auch die Bahngeschwindigkeit auf. Dementsprechend klein sind die auch die Unterschiede in der Flugzeit. Das stufenlose Getriebe übersetzt hauptsächlich die Drehzahl des Propellers derart, dass der Motor eine beinahe konstante Spannung erfährt von ca. 17 V. Die Motorspannung sinkt dabei leicht mit der Höhe auf 16 V. Verantwortlich für die konstante Motorspannung ist die Übersetzung, die beinahe hyperbolisch von anfangs 2 auf 0,9 abnimmt. Der Motorstrom ist durch die Übersetzung des Drehmoments zu Beginn bei 17 A und steigt kontinuierlich auf 35 A, dem maximalen Motorstrom I_{max} . Entsprechend zur Motorspannung bleibt auch die PWM konstant bei ca. 74 %. Dies kennzeichnet einen effizienten Flugzustand, der sich durch einen höheren Gesamtwirkungsgrad η_{ges} im Gegensatz zur Referenzkonfiguration auszeichnet.

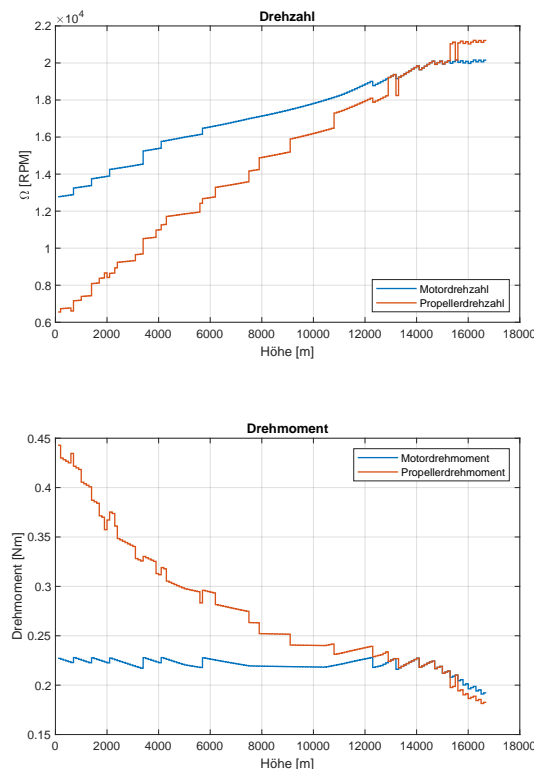


Abbildung 5.8.: Auswirkungen der Übersetzung des Getriebes auf die Drehzahl und das Drehmoment von Motor und Propeller

In der Realität besitzt ein stufenloses Getriebe oder CVT-Getriebe jedoch immer ein Eigengewicht und zeichnet sich durch einen vergleichsweise schlechten Wirkungsgrad aus [14, S.295-S.297]. Die hohen Verluste können auf die hohe erforderliche Reibkraft und Verstellkraft zurückgeführt werden. Unter Berücksichtigung dieser verringert sich der Höhengewinn schrittweise, je größer das Getriebebewegicht und dessen Verluste ausfallen. Zusätzlich ist anzuzweifeln, dass stufenlos verstellbare Getriebe im Modellbau existieren, die ein sehr geringes Eigengewicht besitzen und sich daher für Flugmodell eignen. Das Gewicht eines einzelnen Getriebes beläuft sich dabei auf mehr als 750 g [29], wobei die Verstellelektronik nicht berücksichtigt wurde. Für einen vierrotorigen Multicopter entspräche das einem Zusatzgewicht von mehr als 3000 g. Die Vorteile eines CVT-Getriebes werden durch dessen Nachteile deutlich überkompensiert. Ein solches Getriebe bedeutet bei all seiner Kompaktheit und Effizienz letztendlich große Zusatzmasse und einen weiteren, verlustbehafteten Komponenten innerhalb der Antriebskette. Aus all diesen Gründen kann von dem Einsatz eines stufenlosen Getriebes für einen Multicopter abgesehen werden.

5.3. Vorschlag einer optimalen Lösung

Aus den bisherigen Parameteruntersuchung soll nun eine optimale Konfiguration vorgestellt werden (vgl. Abschn. 5.3.1). Anschließend erfolgt die Darstellung der Flugleistungen unter idealen Randbedingungen (vgl. Abschn. 5.3.2). Schließlich erfolgt noch die Untersuchung des Einflusses der Randbedingungen, die im AEROMET_UAV-Projekt vorgegeben sind (vgl. Abschn. 5.3.3).

5.3.1. Vorüberlegungen

Für den Antrieb ist ein Motor mit hohem K_V -Wert zu wählen, der zusätzlich wenige interne Verluste hat (vgl. Abschn. 4.3.2). In Bezug auf den gewählten Motor ist der Propeller auszuwählen. Eine Minimierung der aerodynamischen Verluste trägt zu einer Effizienzsteigerung bei (vgl. Kap. 5.2.1). Einen großen Einfluss auf die Flugleistungen hat die Batterie. Kurz zusammengefasst sollte die Batteriemasse einen Anteil von $2/3$ der Gesamtmasse einnehmen (vgl. Kap. ??). Dabei ist die Batteriezellenanzahl in Bezug auf den Motor festzulegen (vgl. Kap. 5.2.2). Die optimale Anzahl der Propeller liegt zwischen vier und acht Propellern (vgl. Kap. ??). Es gibt kaum Unterschiede in den Flugleistungen dieser Konfigurationen. Ein Verstellpropeller bringt gewisse Vorteile mit, die die Dienstgipfelhöhe und den anschließenden Sinkflug betreffen, allerdings werden diese durch die zusätzlichen Verluste überkompensiert (vgl. Kap. ??). Dies betrifft ebenso den hypothetischen Einsatz eines stufenlos verstellbaren Getriebes (vgl. Kap. ??).

Die optimale Konfiguration ist in Tab. 5.2 konkretisiert. Hierbei sind die Windgeschwindigkeit u_{wg} auf 10 m/s gesetzt und die Nutzlast auf 0 kg.

Tabelle 5.2.: wichtige Parameter der optimalen Multicopter-Konfiguration

Parameter	Variablenname	verwendete Größe
Gesamtmasse m	m	3,504 kg
Leermasse des Multicopters m_{copter}	m_{copter}	1,028 kg
Batteriemasse m_{Bat}	m_{Bat}	2,052 kg
Motormasse m_{Mot}	m_{Mot}	106 g
Geschwindigkeitskonstante K_V	K_V	1390 RPM/V
maximaler Dauerstrom I_{max}	I_{max}	35 A
Propeller	prop_name	11x4
Anzahl Propeller n_{prop}	n_{prop}	4
Anzahl der Batteriezellen $N_{\text{Bat,cell}}$	$N_{\text{bat_cell}}$	5
Obere Stirnfläche $F_{\text{copter,oben}}$	$F_{\text{copter_oben}}$	0,0209 m ²
Oberer Widerstandsbeiwert $c_{W,\text{copter,oben}}$	$c_{W_copter_oben}$	0,5

Änderungen im Vergleich zu der Multicopter-Referenzkonfiguration (vgl. Tab. 5.1) ergeben sich unter anderem in der Batterie. Die Batteriezellenanzahl ist um einen Zelle verringert und die Batteriemasse auf einen Anteil von 2/3 an der Gesamtmasse erhöht worden. Weiterhin wird dem Quadrocopter eine aerodynamische günstige Form zugesprochen, weshalb der oberer Widerstandsbeiwert sich auf 0,5 reduziert. Im Sinne einer Effizienzsteigerung wird auch die Propellersteigung um 1 erhöht, sodass der Propeller für die optimale Konfiguration ein 11x4 Propeller ist. Die letzte vorgenommene Änderung betrifft den Wirkungsgrad der Motorregler. An dieser Stelle wird davon ausgegangen, dass sich die Verluste innerhalb des Reglers halbieren. Die Leermasse, die obere Stirnfläche und die Motoren ändern sich nicht.

5.3.2. Ideale Randbedingungen

Die bestmögliche Konfiguration erreicht eine Höhe von mehr als 18 000 m (vgl. Abb. 5.9). Auch dieses Mal erreicht die Konfiguration ihre Dienstgipfelhöhe, welche sich durch ein Absinken der Steiggeschwindigkeit ab 12 100 m gegen Null auszeichnet. Der Grund für die Steiggeschwindigkeitsabnahme ist die limitierte Antriebsleistung. Sie ist am Ende der ausschlaggebende Parameter. Deutlich zu erkennen ist, dass die Motoren bereits zu Beginn des Fluges mit maximalem Motorstrom betrieben werden. Hier lassen sich zwei Gründe ausmachen. Der Erste betrifft den Propeller. Der Propeller zeigt mit seinen 11 in Durchmesser eine hohe Effizienz wie der TOC, die Restladung und der Propellerwirkungsgrad verdeutlichen. Jedoch bedeutet ein großer Propellerdurchmesser auch gleichzeitig ein hohes Propellerdrehmoment, was im Umkehrschluss einen hohen Motorstrom folgert (vgl. Gleichung (2.50)). Deshalb wird der Propellerschub durch den maximalen Motorstrom von 35 A limitiert. Rückwirkend wirkt sich dies auf die Steiggeschwindigkeit aus.

Der zweite Grund umfasst das Gesamtgewicht. Die insgesamt 3,504 kg Gesamtmasse stellen ein hohes Gewicht dar und gleichzeitig eine hohe Schubanforderung (vgl. Gleichung (2.21)). Ähnlich zum Propeller erzeugt die hohe, benötigte Schub wieder einen großen Motorstrom.

Beide Gründe verursachen einen hohen Motorstrom, der eine Abriegelung der Motorleistung auf I_{max} erforderlichen machen. Dem schließt sich eine Begrenzung der Steiggeschwindigkeit an.

Deutlich zu erkennen ist, dass der Motor jedoch nicht bei 100 % PWM betrieben wird. In diesem

Sinne ist noch ein Leistungsüberschuss gegeben. Die Batterie weist auf der Höhe von 15 000 m noch mehr als 40 % Restladung auf (vgl. Abb. 5.9). Mit dieser Restladung ist somit im Anschluss an den Steigflug noch sicherer Sinkflug möglich, sodass das Fluggerät unbeschadet wieder landen kann.

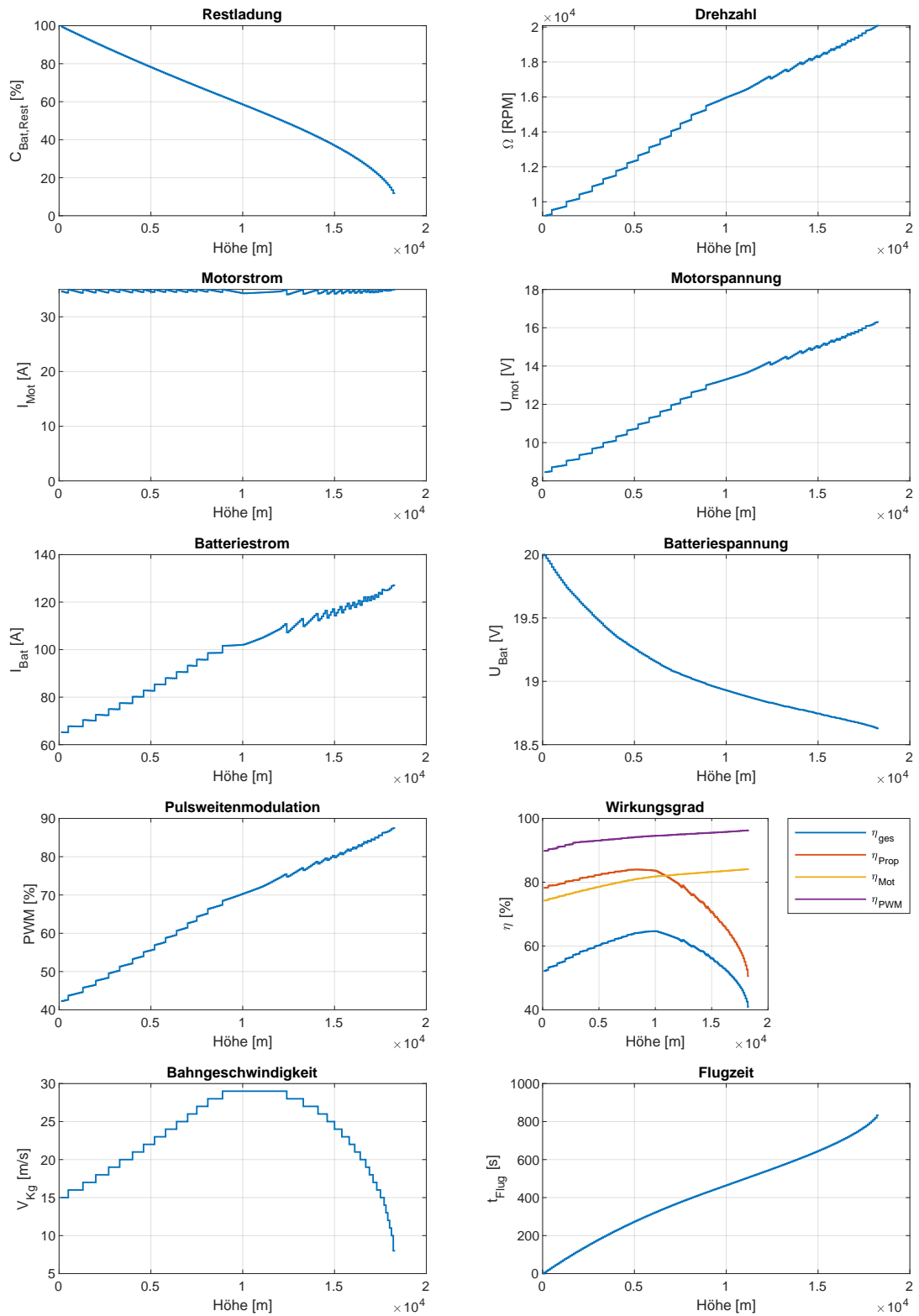


Abbildung 5.9.: Die Flugleistungen der bestmöglichen Konfiguration (Tab. 5.2)

5.3.3. AEROMET_UAV Randbedingungen

Schlussendlich soll noch der Einfluss der für dieses Projekt definierten Randbedingungen festgehalten werden. Die für das Projekt vorgeschriebenen Randbedingungen sind in Tab. 5.3 aufgelistet.

Tabelle 5.3.: wichtige Parameter des Flächenflugzeugs

Parameter	Variablenname	Wert
Windgeschwindigkeit u_{wg}	u_wg	100 km/h
Nutzlast m_{Nutz}	m_Nutz	250 g

Erste Untersuchungen mit der optimalen Lösung aus Abschn. 5.3.2 haben ergeben, dass unter den AEROMET_UAV-Randbedingungen maximal eine Höhe von 8000 m erreicht werden kann. Hierbei wurde die Nutzlast auf die Gesamtmasse addiert.

Es existiert eine deutliche Korrelation zu den Aussagen in Abschn. 5.3.2.

Durch das Zusatzgewicht der Nutzlast erhöht sich die Gesamtmasse zusätzlich. Damit steigt wiederum die Schubanforderung und letztlich der Motorstrom für jeden Höhenschritt. Dadurch erfolgt eine Abriegelung der Antriebsleistung schon bei geringen Bahngeschwindigkeiten und übrigen Leistungsparametergrößen.

Mit Bezug auf Abschn. 4.3.1 und 5.3.2 ist eine Anpassung des Propellers vorzunehmen. Trotz der höheren Effizienz von größeren Propellerdurchmessern ist eine Verringerung dieses Parameters im Sinne einer Senkung des Propellerdrehmoments erforderlich.

Aus diesen Gründen muss die optimale Lösung angepasst werden. Der Propellerdurchmesser wird um einen Inch verkleinert, sodass anstatt eines 11x4 ein 10x4 Propeller zum Einsatz kommt. Eine Reduzierung der Batteriemasse durch die Nutzlast erfolgt vorerst nicht. Der Zusammenhang wird in Anhang A.12 genauer dargelegt.

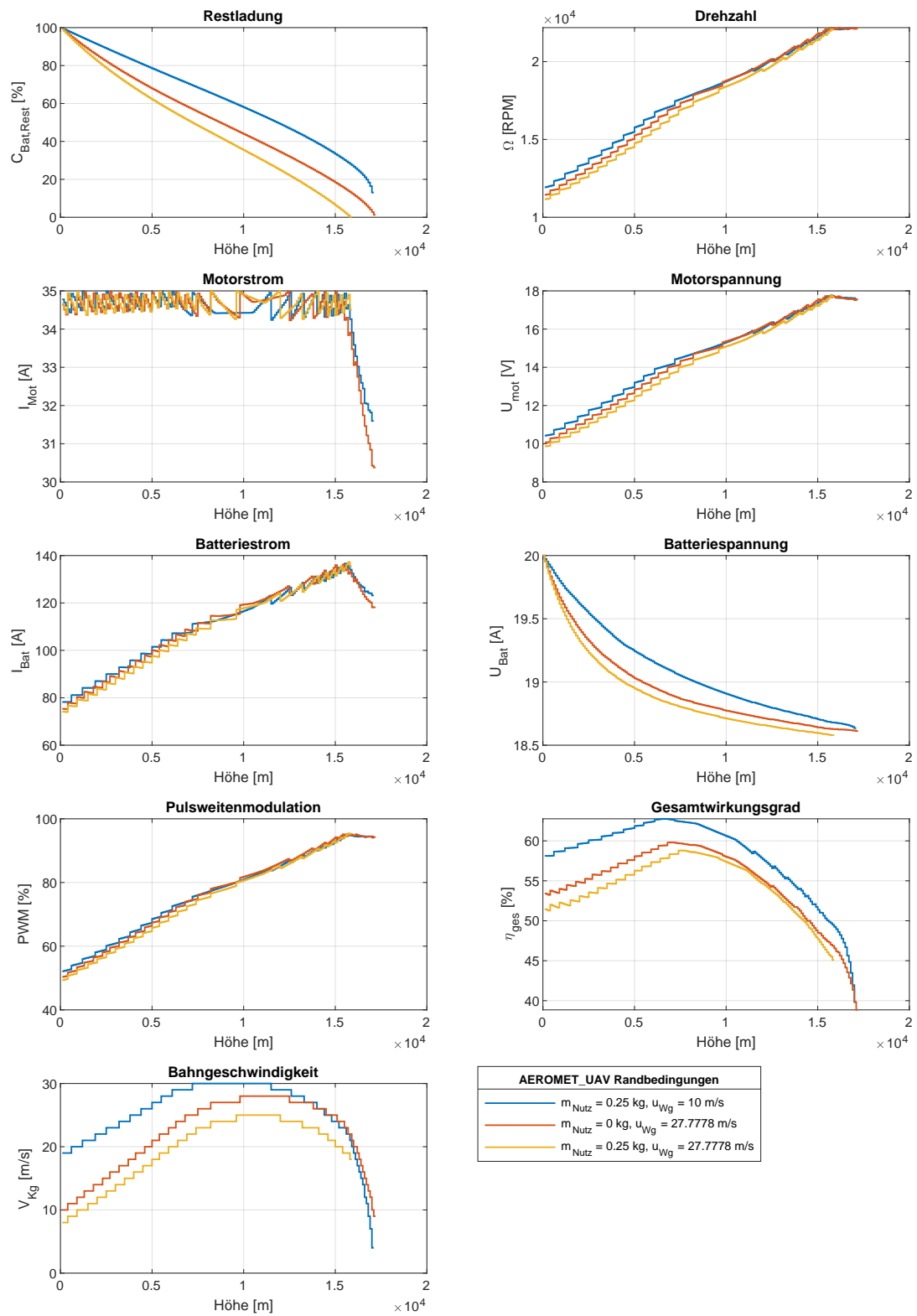


Abbildung 5.10.: Einfluss der AEROMET_UAV-Randbedingungen auf die bestmögliche Konfiguration (Tab. 5.2)

Die Konfigurationen, die jeweils nur eine der Randbedingungen berücksichtigen, steigen beide bis zu ihrer Dienstgipfelhöhe auf. Diese liegt auf ca. 18 000 m Höhe (vgl. Abb. 5.10). Der limitierende Parameter ist erneut die Propellerdrehzahl, die ab 16 000 m Höhe in den Bereich von einer Blattspitzengeschwindigkeit bei $Ma_{tip} = 1$ kommt. Die Dienstgipfelhöhe verdeutlicht erneut die Notwendigkeit einer optimalen Propellerauswahl (vgl. Abschn. 4.3.1 und 5.3.1).

Der Einfluss von m_{Nutz} ist im Vergleich zu der optimalen Konfiguration (vgl. Abschn. 5.9) gering. Trotz der Verwendung eines kleineren Propellers beträgt die Differenz der Restladung z.B. auf 15 000 m Höhe gerade einmal 4 %. Anders ist der Einfluss der Seitenwindgeschwindigkeit. Diese verursacht einen starken Einbruch der Restladung bereits zu Beginn des Steigfluges (vgl. Abb. 5.10). Im Laufe des Fluges ist die Batterierestladung im Durchschnitt ca. 20 % unterhalb des Restladungsverlauf der optimalen Konfiguration (vgl. Abb. 5.9). Die Tendenz der Diskrepanzvergrößerung ist steigend.

Der Einfluss des Seitenwindes ist also bedeutend größer als der der Nutzlast. Je stärker der Seitenwind ist, desto größer ist der Energieaufwand zur Kompensation der Abdrift durch eine Neigung der Rotorebene. Diese Energie steht nun nicht mehr für einen Steigflug zur Verfügung. Folglich sinkt die Bahngeschwindigkeit und damit auch der Propellerwirkungsgrad η_{prop} . Dasselbe gilt für den Gesamtwirkungsgrad η_{ges} .

Das wirken beider Randbedingungen aus Tab. 5.3 kommt einer Superposition des Nutzlasteinflusses und des Seitenwindeinflusses gleich. Die maximal erreichbare Flughöhe wird nochmals reduziert. Letztendlich können Flughöhen von 15 200 m erreicht werden. Die Restladung der Batterie verzeichnet eine schnellere Abnahme, der Gesamtwirkungsgrad ist am geringsten, was ebenso für die Steiggeschwindigkeit gilt.

5.3.4. Ergebnisse

Die optimale Lösung aus Abschn. 5.3.1 zeigt gute Flugleistungen, die noch eine ausreichende Restladung auf Dienstgipfelhöhe und somit einen anschließenden, sicheren Sinkflug gewährleistet. Die Motoren werden durch den großen Propellerdurchmesser unter Idealbedingungen am oberen Leistungslimit durch den maximalen Motorstrom betrieben (vgl. Abschn. 5.3.2). Dieser Zustand ist jedoch nachteilig für das Mitführen einer zusätzlichen Nutzlast und unter einem Flug bei höheren Seitenwinden. Eine Reduzierung des Propellerdurchmessers schafft Abhilfe. Weiterhin ist der Einfluss von starken Seitenwinden bedeutend größer als der der Nutzlast. Eine Verschlechterung der Flugleistungen durch deren kleiner Massenanteil an der Gesamtmasse ist begrenzt.

Ist der Quadrocopter zusätzlich mit aerodynamischen Vorrichtungen versehen, kann ein Gleitflug nach dem Erreichen des TOC eingeleitet werden, der nur noch einen geringen Anteil der Restladung beansprucht. Der Punkt vor dem zwingenden Einleiten des Sinkflugs verschiebt sich damit in noch größere Höhen.

6 Zusammenfassung und Ausblick

6.1. Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurde ein Programm zur flugmechanischen Untersuchung von elektrischen, propellergetriebenen Fluggeräten zum effizienten Aufstieg in die untere Stratosphäre vorgestellt und genauer erläutert (vgl. Abschn. 2.1). Im Anschluss an die Darlegung der technischen Grenzen und der Genauigkeit der Modelle (vgl. Abschn. 2.3) erfolgte die Validierung des Programms anhand eines realen Steigfluges eines Quadrocopters auf über 10 km Höhe (vgl. Kap. 3). Es zeigte sich, dass die Flugleistungen des Quadrocopters mit den Berechnungen des Programms gut übereinstimmen (vgl. Abschn. 3.2).

Die erste Optimierung des Fluggerätes stellte die grundsätzliche Frage dar, welche Art von Fluggerät, Flächenflugzeug oder Multicopter, besser den Ansprüchen eines effizienten Aufstiegs und Randbedingungen des Projektes AEROMET_UAV gerecht wird (vgl. Kap. 4). Hierzu wurde das Flächenflugzeug im möglichen Rahmen des Modells optimiert und die Ergebnisse anschließend mit den Flugleistungen des Quadrocopters aus Kap. ?? verglichen. Der Multicopter erwies sich für die Anwendung innerhalb des AEROMET_UAV Projektes als besser geeignet (vgl. Abschn. 4.4). Infolgedessen wurden im Anschluss Parameter des Multicopters optimiert.

Für die Optimierung wurde zuerst eine Multicopter-Referenzkonfiguration definiert (vgl. Abschn. 5.1), an der die Einflüsse verschiedener Parameter deutlich gemacht wurden. Die Optimierung befasste sich mit dem Einfluss von Parametern wie dem Widerstandsbeiwert (vgl. Abschn. 5.2.1), der Batteriespannung (vgl. Abschn. 5.2.2), dem Motorreglerwirkungsgrad (vgl. Abschn. 5.2.3) oder dem Einfluss des maximalen Motorstroms (vgl. Abschn. 5.2.4).

Eine wichtige Optimierung betraf die Konfiguration des Multicopters an sich. Hierzu wurde zum einen die optimale Batteriemasse in Abhängigkeit der Gesamtmasse (vgl. Abschn. 5.2.5) untersucht sowie zum anderen die Größe des Multicopters (vgl. Abschn. 5.2.6) und die Anzahl der Propeller (vgl. Abschn. 5.2.7). Weiterhin wurde der Einsatz eines Verstellpropellers (vgl. Abschn. 5.2.8) und eines Getriebes (vgl. Abschn. 5.2.9) abgewogen. Beide können nur unter idealen Voraussetzungen einen Leistungsgewinn erzielen. Mit diesen Ergebnissen wurde eine optimale Lösung entwickelt (vgl. Abschn. 5.3.1). Die optimale Lösung demonstrierte gute Flugleistungen, mit denen ein Steigflug auf mehr als 18 000 m unter idealen Umgebungsbedingungen möglich ist (vgl. Abschn. 5.3.2). Unter den Randbedingungen des AEROMET_UAV-Projektes fallen die Ergebnisse schlechter aus, jedoch ist in einer leicht modifizierten Konfiguration zur optimalen Lösung immer noch eine Flughöhe von bis zu 15 000 m erreichbar. Diese Höhe könnte durch die Verwendung von aerodynamischen Gleitflächen am Multicopter erhöht werden, wenn damit ein antriebsloser Gleitflug im anschließenden Sinkflug möglich ist.

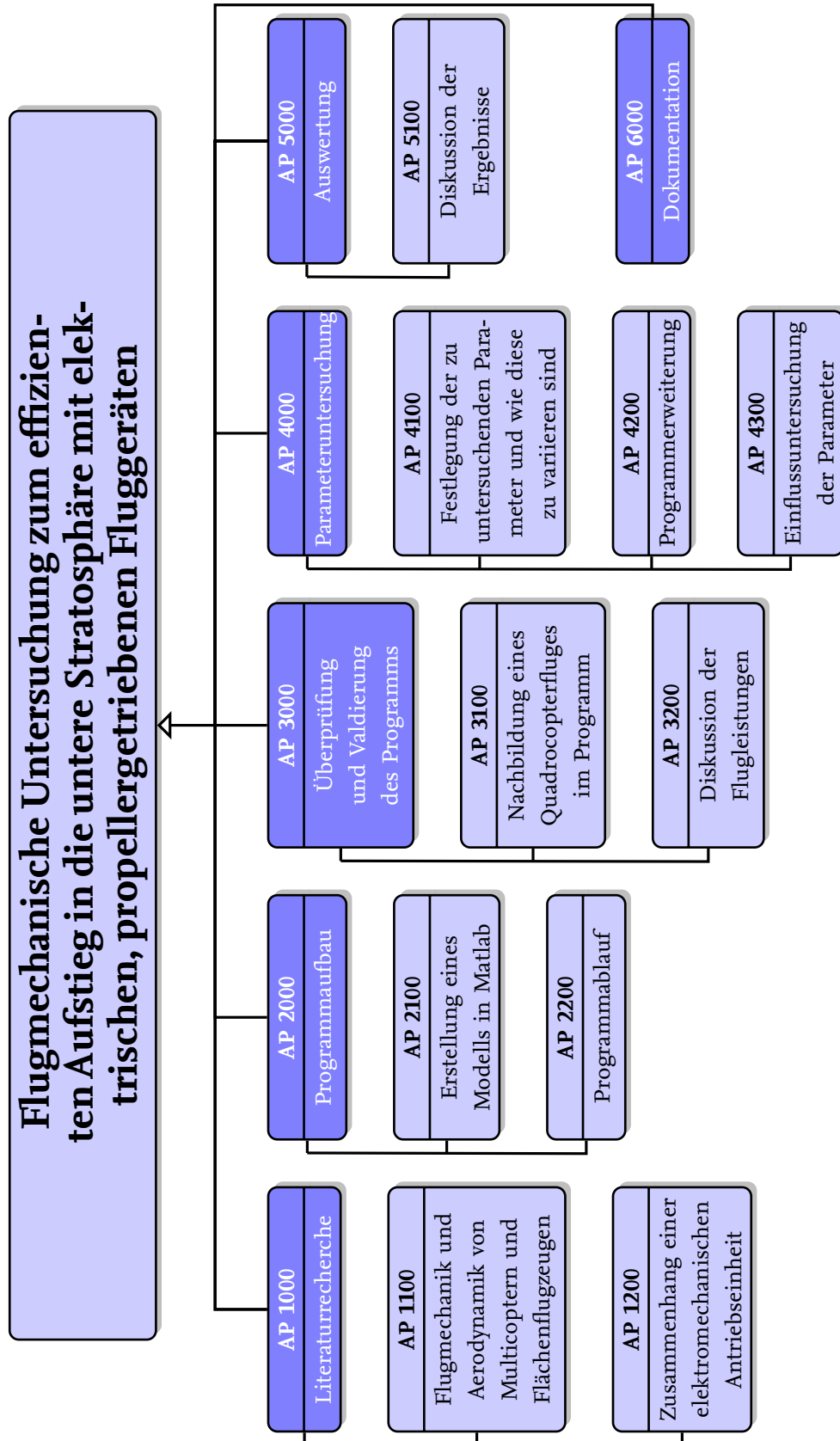
6.2. Ausblick

Der nächste Schritt ist die Validierung der in dieser Arbeit aufgestellten Ergebnisse. Das umfasst insbesondere Flugversuche und Flugleistungsmessungen wie z.B. in [17] oder [26]. Außerdem ist eine Verfeinerung der Modelle, die dem Programm zugrunde gelegt wurden, anzustreben. Insbesondere das Modell des Motorreglers, der Motoren oder der Batterie benötigen eine Abhängigkeit von der Temperatur. Ebenso ist das Modell des Flächenflugzeugs zu erweitern. Bisher ist nur die Leistungsgrenze berücksichtigt worden, nicht aber z.B. die Auftriebsgrenze oder die Festigkeitsgrenze innerhalb der Flugenvelope. Ein weiterer wichtiger Punkt ist, dass allen Modellen bis auf das Modell des Motors eine Massenabhängigkeit fehlt. Ein Beispiel dafür ist die Erhöhung der Gleitleistung eines Flugzeuges oder eine Verringerung der Flügeldicke. Werden diese Parameter geändert, so zieht das zusätzlich eine Änderung der Flügelform oder Profildicke nach sich, die wiederum eine verstärkte Flügelstruktur und Flugzeugzelle und letztendlich eine Anpassung der Masse erfordern. Dieser Zusammenhang findet hier keine Anwendung. Es fehlen Funktionen und Datenbanken, um diese Abhängigkeit darzustellen.

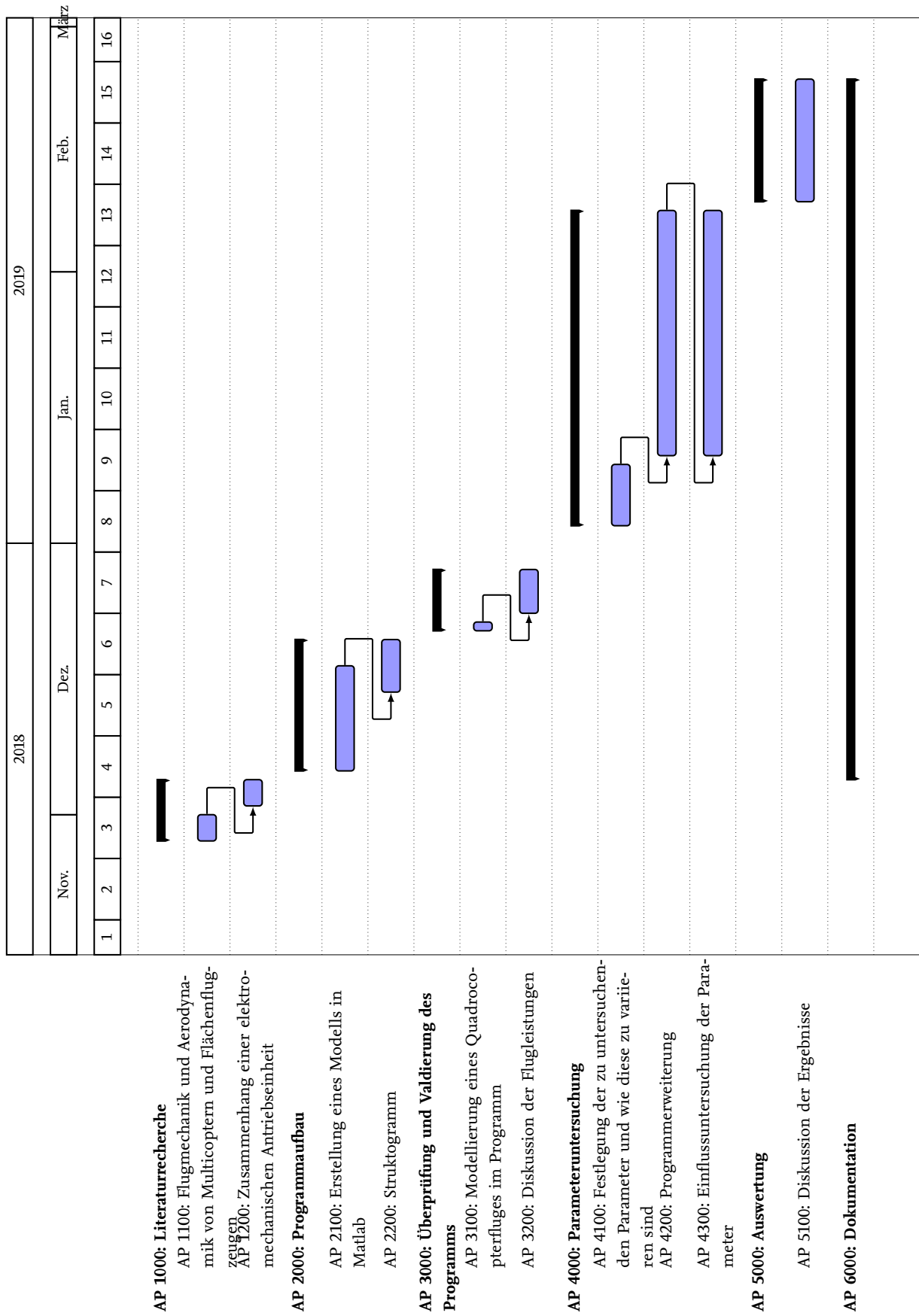
Bei der bisherigen Untersuchung und Optimierung von Parametern von unbemannten Fluggeräten ist bisher nur der Einfluss einzelner Parameter unter Festhaltung aller übrigen Parameter betrachtet worden. An dieser Stelle fehlt eine globale Optimierung, die alle Variationen aller Parameter durchrechnet und am Ende das beste Ergebnis aller Parameterkombinationen präsentiert. Dies erhöht die Genauigkeit und berücksichtigt einen gegenseitigen Einfluss von zu untersuchenden Aspekten. Ein Modell hierzu wird z.B. in [22] vorgeschlagen.

7 Projektmanagement

7.1. Projektstrukturplan



7.2. 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] *Amazon.com: Prime Air*. URL: <https://www.amazon.com/b?node=8037720011>.
- [2] 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>.
- [3] *Beantwortung der Mündl. Anfrage der FDP zum Drohneneinsatz der Polizei | Nds. Ministerium für Inneres und Sport*. 23.08.2018. URL: http://www.mi.niedersachsen.de/startseite/aktuelles/aus_landtag/beantwortung-der-muendl-anfrage-der-fdp-zum-drohneneinsatz-der-polizei-168086.html.
- [4] Yannic Beyer. "Flugmechanische Modellierung von Multicopter-Systemen in MATLAB/-Simulink". Studienarbeit. Braunschweig: TU Braunschweig, 2016.
- [5] 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>.
- [6] 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.
- [7] *CobraMotorsUSA.com - Cobra CM-2206/30*. 1.12.2017. URL: <http://www.cobramotorsusa.com/multirotor-2206-30.html>.
- [8] *Current Limiting and Voltage Scaling — Copter documentation*. 26.02.2019. URL: <http://ardupilot.org/copter/docs/current-limiting-and-voltage-scaling.html>.
- [9] *Drive Calculator*. 7.05.2018. URL: <http://www.drivecalc.de/>.
- [10] *Drohnen für die Landwirtschaft: Innovativer Pflanzenschutz*. URL: <https://www.moderne-landwirtschaft.de/drohnen-fuer-die-landwirtschaft-innovativer-pflanzenschutz>.
- [11] *eCalc - the most reliable electric Motor Calculator on the Web for RC Pilots*. 23.12.2018. URL: <https://www.ecalc.ch/>.
- [12] *Elektromodellflug - Datenbank*. 5.06.2012. URL: <https://www.elektromodellflug.de/oldpage/datenbank.htm>.
- [13] *Engineering | APC Propellers*. URL: <https://www.apcprop.com/technical-information/engineering/#aero>.
- [14] Robert Fischer u. a. *Das Getriebebuch*. 2. überarbeitete Auflage. Der Fahrzeugantrieb. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2016. ISBN: 978-3-658-13103-6. DOI: 10.1007/978-3-658-13104-3. URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-658-13104-3>.

- [15] *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/>.
- [16] *GemFan 7038 ABS Propeller (M6 / Black / CW and CCW)*. URL: <http://www.helipal.com/gemfan-7038-abs-propeller-m6-black-cw-and-ccw.html>.
- [17] 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>.
- [18] 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.
- [19] Klaus-Peter Neitzke. "Rotary Wing Micro Air Vehicle Endurance". In: (2013).
- [20] A. Lubrano. "Optimisation de la chaîne propulsive d'un micro drone avion ou VTOL". student research project. 2016.
- [21] Luxtrim GmbH. *Murata / Sony Konion US18650VTC6 - 3120mAh, 3,6V - 3,7V (Flat Top) Lithium-Ionen Akkus 18650*. URL: <https://www.akkuteile.de/lithium-ionen-akkus/18650/sony-konion-us18650vtc6-3120mah-3-6v-3-7v-flat-top-max-30a/a-100680/>.
- [22] yvind Magnussen, Morten Ottestad und Geir Hovland. "Multicopter Design Optimization and Validation". In: *Modeling, Identification and Control: A Norwegian Research Bulletin* 36.2 (2015), S. 67–79. ISSN: 0332-7353. DOI: 10.4173/mic.2015.2.1.
- [23] Mark Drela. "First-Order DC Electric Motor Model". In: (2007).
- [24] *Motor Thrust Scaling — Copter documentation*. 26.02.2019. URL: <http://ardupilot.org/copter/docs/motor-thrust-scaling.html>.
- [25] JIROUT REKLAMY s. r. o. AXI MODEL MOTORS | AXI MODEL MOTORS s. r. o. URL: <https://www.modelmotors.cz/>.
- [26] 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.
- [27] *Performance Data | APC Propellers*. URL: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>.
- [28] 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.
- [29] *Reality CVT Automatic Transmission for Tamiya 1/14 Tractor Truck - Rigidrc Shop*. URL: <http://www.rigidrc.com/shop/transmission/670-reality-cvt-automatic-transmission-for-tamiya-114-tractor-truck.html>.
- [30] 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.
- [31] Dian J. Seidel u. a. "Global radiosonde balloon drift statistics". In: *Journal of Geophysical Research* 116.D7 (2011), S. D22123. ISSN: 0148-0227. DOI: 10.1029/2010JD014891.

- [32] 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.
- [33] 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.
- [34] *THROTTLE LIMIT IN BETAFLIGHT 3.4 and Up: Longer battery life and cooler motors*. URL: <https://www.quadifyrc.com/tips-and-tricks/throttle-limit-in-betaflight-340-longer-battery-life-and-cooler-motors>.
- [35] Lance Traub. "Calculation of Constant Power Lithium Battery Discharge Curves". In: *Batteries* 2.2 (2016), S. 17. DOI: 10.3390/batteries2020017.
- [36] 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.
- [37] 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.
- [38] *Wetter und Klima - Deutscher Wetterdienst - Glossar - R - Radiosonde*. URL: <https://www.dwd.de/DE/service/lexikon/Functions/glossar.html?lv2=102134&lv3=102176>.

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. Propeller

In Abb. A.1 ist ein Kennfeld von einem APC 10x3 Propeller dargestellt.

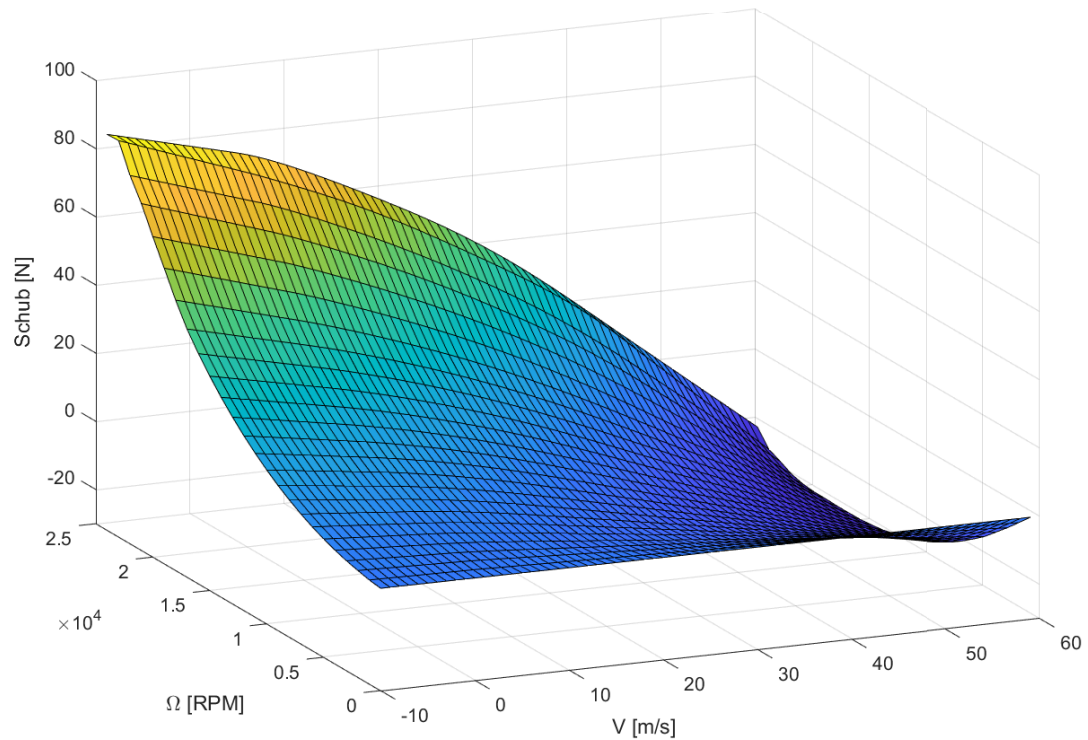


Abbildung A.1.: beispielhaftes Propellerkennfeld für einen APC 10x3 Propeller

A.3. Motor

Das Motormodell weist eine über das ganze Spektrum der möglichen Betriebspunkte konsistente Verteilung des Motorwirkungsgrades auf (Vgl. Abb. A.2). Der maximale Motorwirkungsgrad wird bei maximaler Spannung und bei maximalen Strom erreicht. Der errechnete Wert stimmt mit einer Genauigkeit von $\pm 2\%$ mit den Angaben vom Hersteller überein [25].

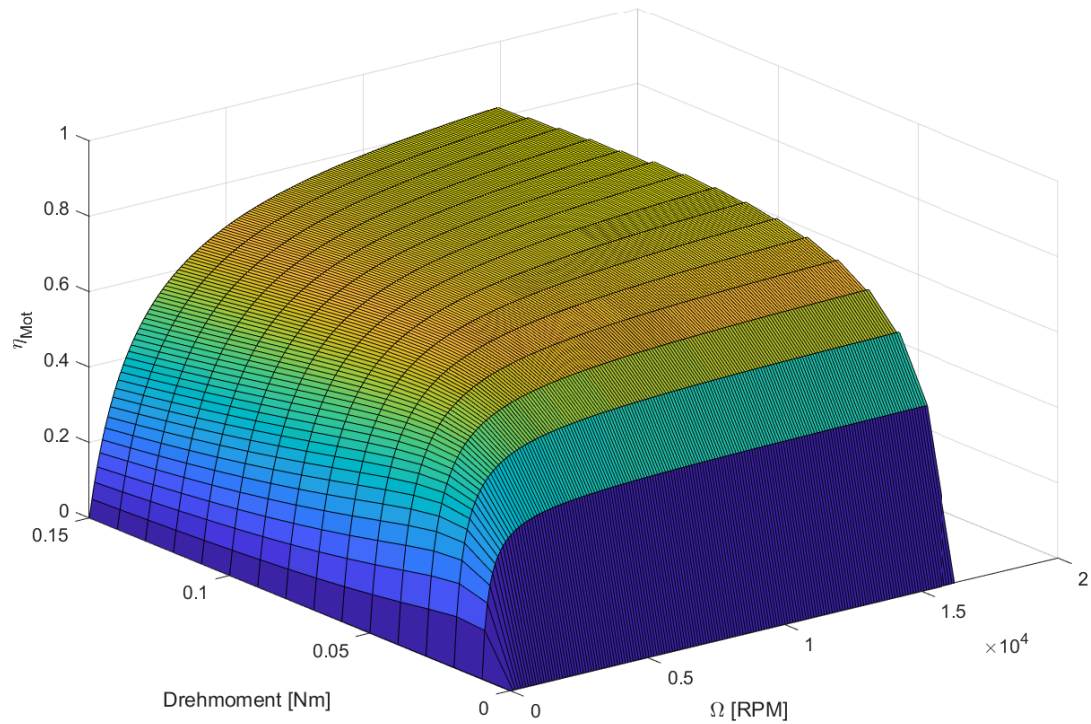


Abbildung A.2.: Wirkungsgrad aufgetragen über verschiedenen Betriebspunkten des Motors

A.4. Motorregler

Das Modell des Motorreglerwirkungsgrades ist in Abb. A.3 dargestellt. Es zeigt den Wirkungsgrad des Motorreglers in Abhängigkeit der PWM. An dieser Stelle ist die ausschließliche Abhängigkeit des Modells von der PWM ersichtlich.

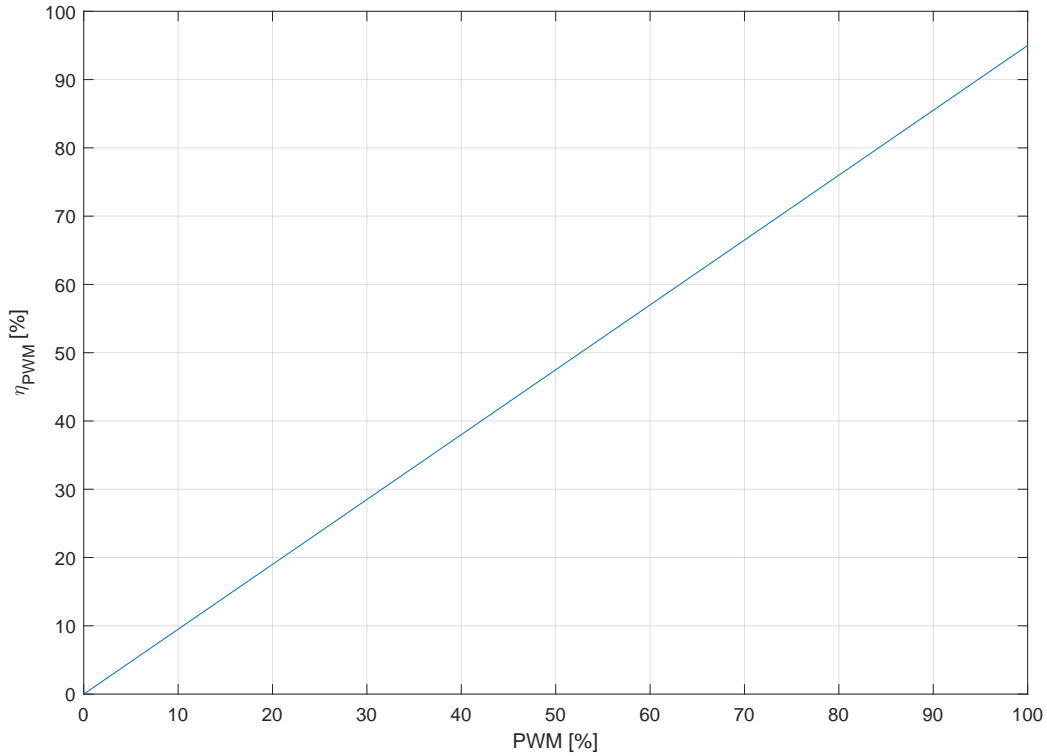


Abbildung A.3.: Wirkungsgrad des Motorreglers aufgetragen über der PWM

A.5. Batteriekapazität

Für die Untersuchungen ist eine Berechnung der Batteriekapazität unabhängig von der Art der Zelle, aber abhängig von der Batteriemasse von Interesse. Aus diesem Grund bietet sich die Energiedichte an. Mit dieser berechnet sich die Kapazität wie folgt:

$$C_{Bat} = \omega \cdot \frac{m_{Bat}}{U_{Bat,nom}} . \quad (A.5)$$

A.6. Vergleich von normierter zur originalen Batteriezelle

Für den Vergleich der Norm- mit der Originalzelle wird das Integral unterhalb der beiden Entladekurven für eine bestimmte Entladerate gebildet. Anschließend werden beide Flächen zu einander in Beziehung gesetzt

$$\text{Toleranz} = \frac{F_{Orig.} - F_{Norm}}{F_{Norm}} . \quad (A.6)$$

Im Sinne einer Genauigkeitssteigerung werden alle die Batterien in der Normzellenberechnung nicht berücksichtigt, deren individuelle Abweichung eine große Diskrepanz zur Standardabweichung aufweist. Der Vergleich zeigt, dass es starke Abweichungen der Batterie gibt. Die durchschnittliche

Abweichung liegt für Entladeraten bis 45 1/h deutlich über Null und steigt mit der Entladerate von 8 % auf 17 % bei 45 1/h. Die Spannung der Normzelle ist somit im Durchschnitt kleiner als die der originalen Batteriezelle (Vgl. Abb. A.4). Ab der Entladerate von 50 1/h fällt die Abweichung drastisch auf -18% ab.

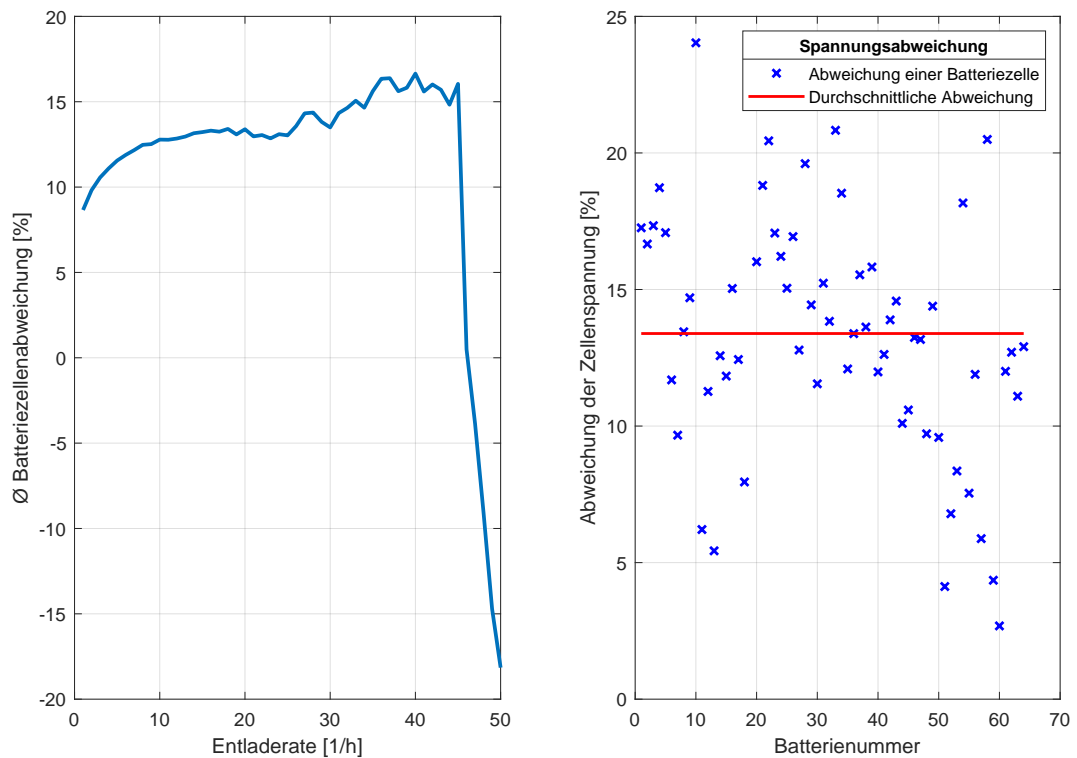


Abbildung A.4.: links: Durchschnittliche Spannungsabweichungen der Normzelle von den Zellen aus der Batteriedatenbank in Abhängigkeit von der C-Rate, rechts: Beispiel für die Spannungsabweichungen jeder Normzelle im Vergleich zur Originalzelle für eine Entladerate von 20 1/h

A.7. 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.5.: Programmstruktur zur Ermittlung der optimalen Steiggeschwindigkeit

A.8. Motorreglerwirkungsgrad

Im Folgenden ist der Einfluss des ESC-Wirkungsgrades auf den TOC veranschaulicht. Dafür werden zwei Batteriegrößen untersucht, eine mit sechs Zellen und einmal mit acht Zellen. Die Masse und Kapazität bleiben jeweils gleich.

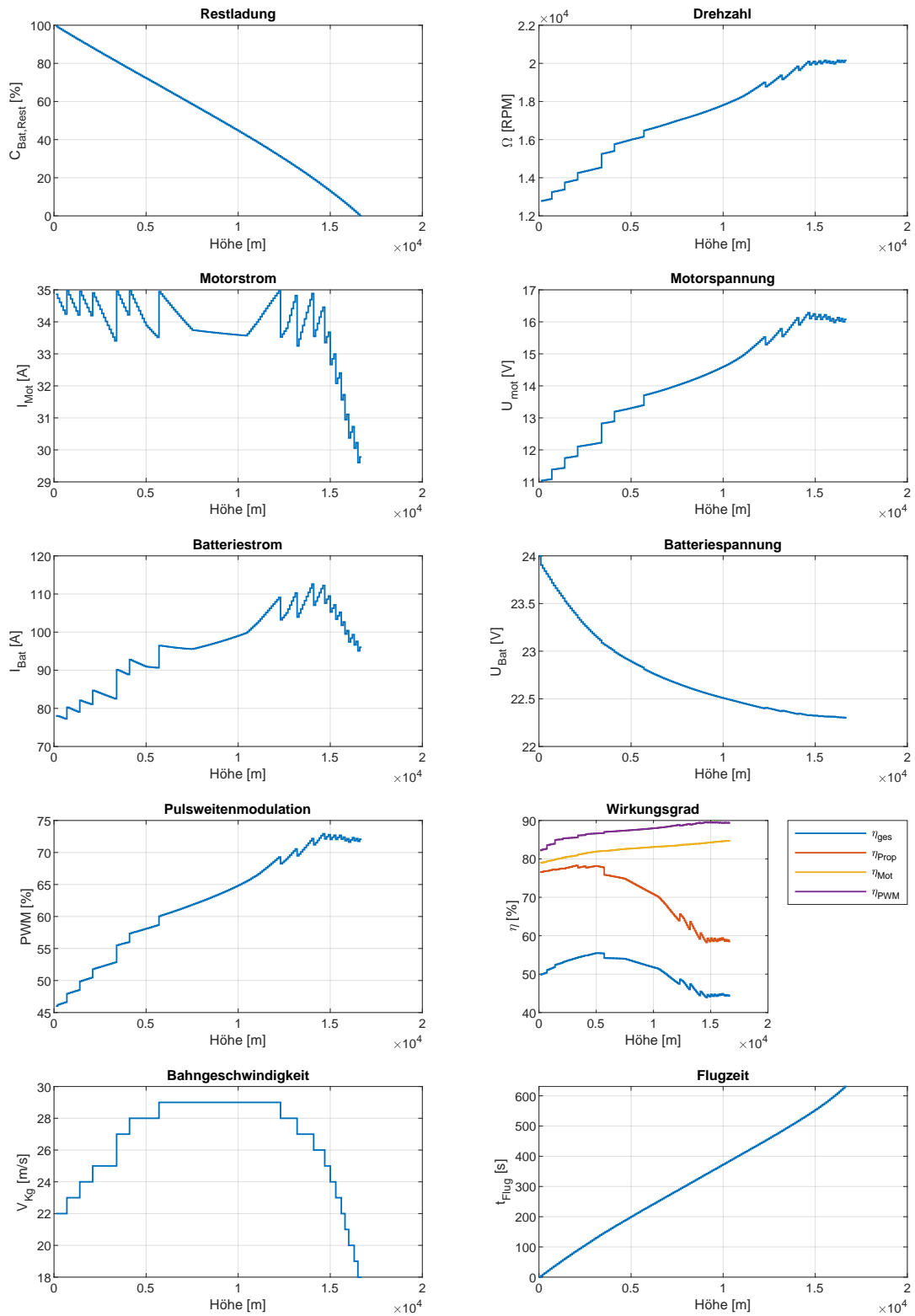


Abbildung A.6.: Leistungsparameter für eine Verbesserung des Motorreglerwirkungsgrades (Halbierung der Verluste) für eine Batterie mit sechs Zellen

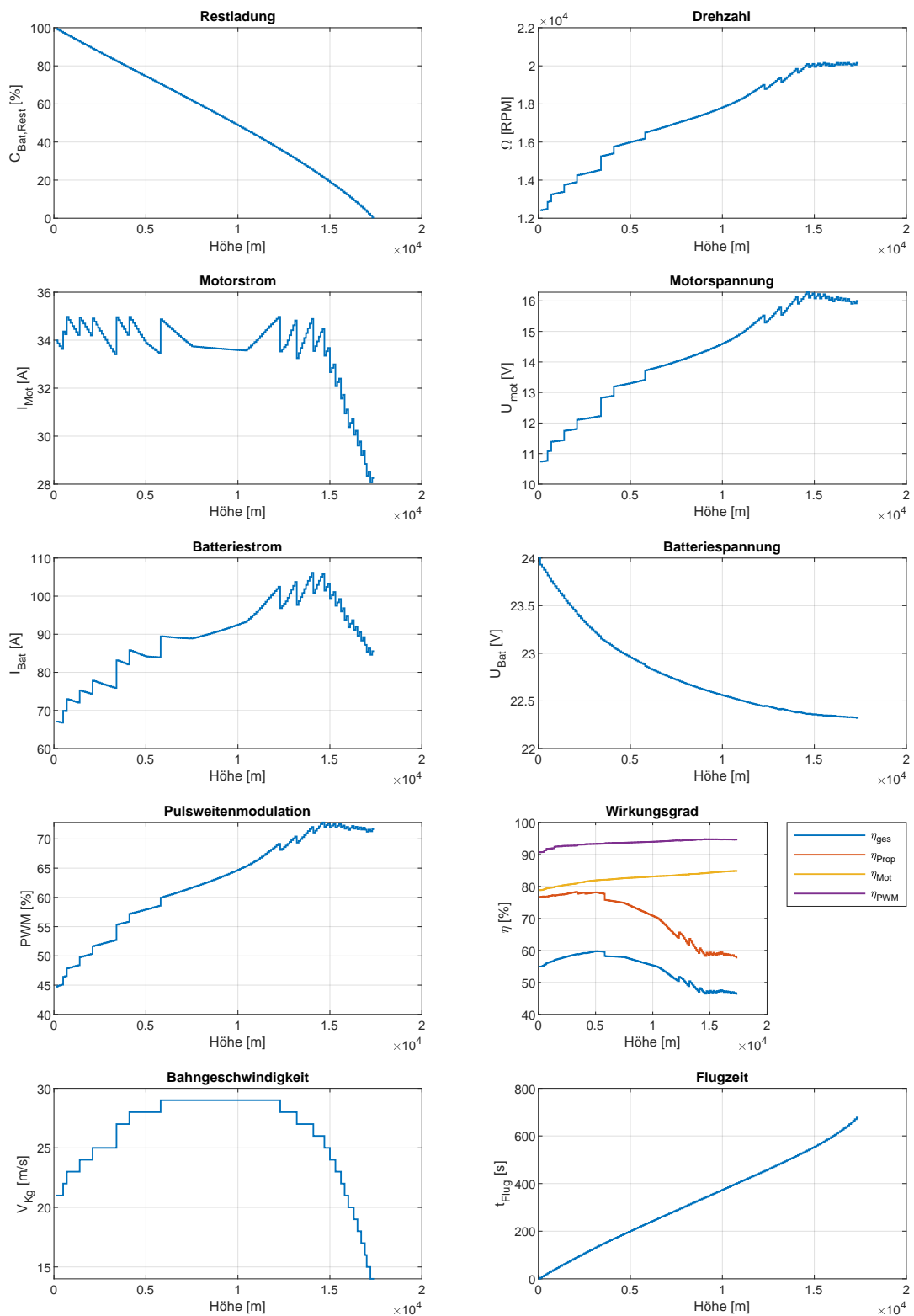


Abbildung A.7: Leistungsparameter für eine Verbesserung des Motorreglerwirkungsgrades (Halbierung der Verluste) für eine Batterie mit sechs Zellen

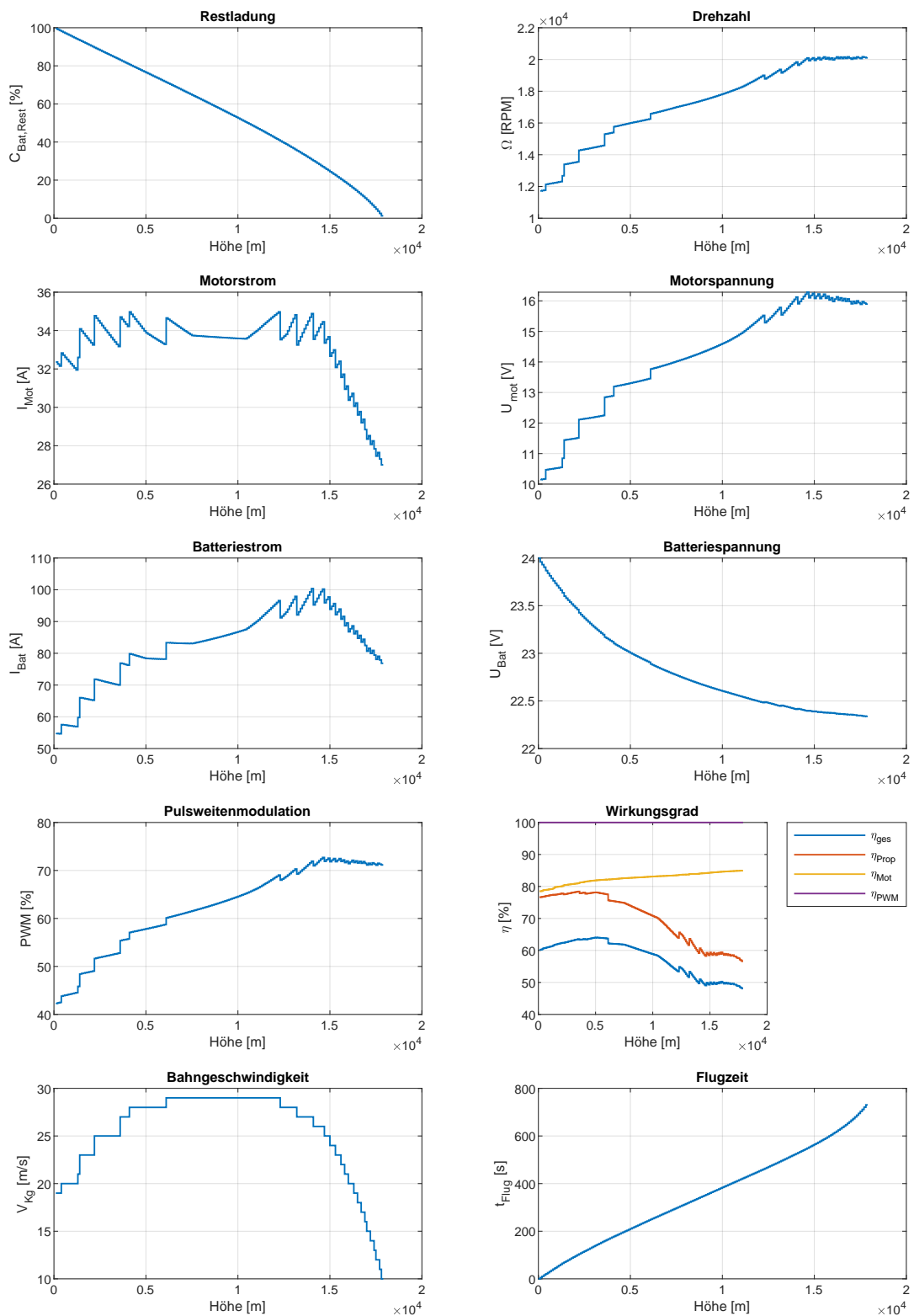


Abbildung A.8.: Leistungsparameter für eine Verbesserung des Motorreglerwirkungsgrades (keine Verluste) für eine Batterie mit sechs Zellen

A.9. Batteriemasse

Es zeigt sich, dass das Optimum des Batteriemassenanteils bei 66,66 % oder leicht darunter liegt. Eine Erhöhung führt zu schlechteren Flugleistungen und einem schnelleren Absinken der Restkapazität gegen Null (vgl. Abb. A.9). Deutlich ist zudem der Einfluss der Batteriemasse auf die Bahngeschwindigkeit gegeben. Mit der Masse sinkt die optimale Bahngeschwindigkeit.

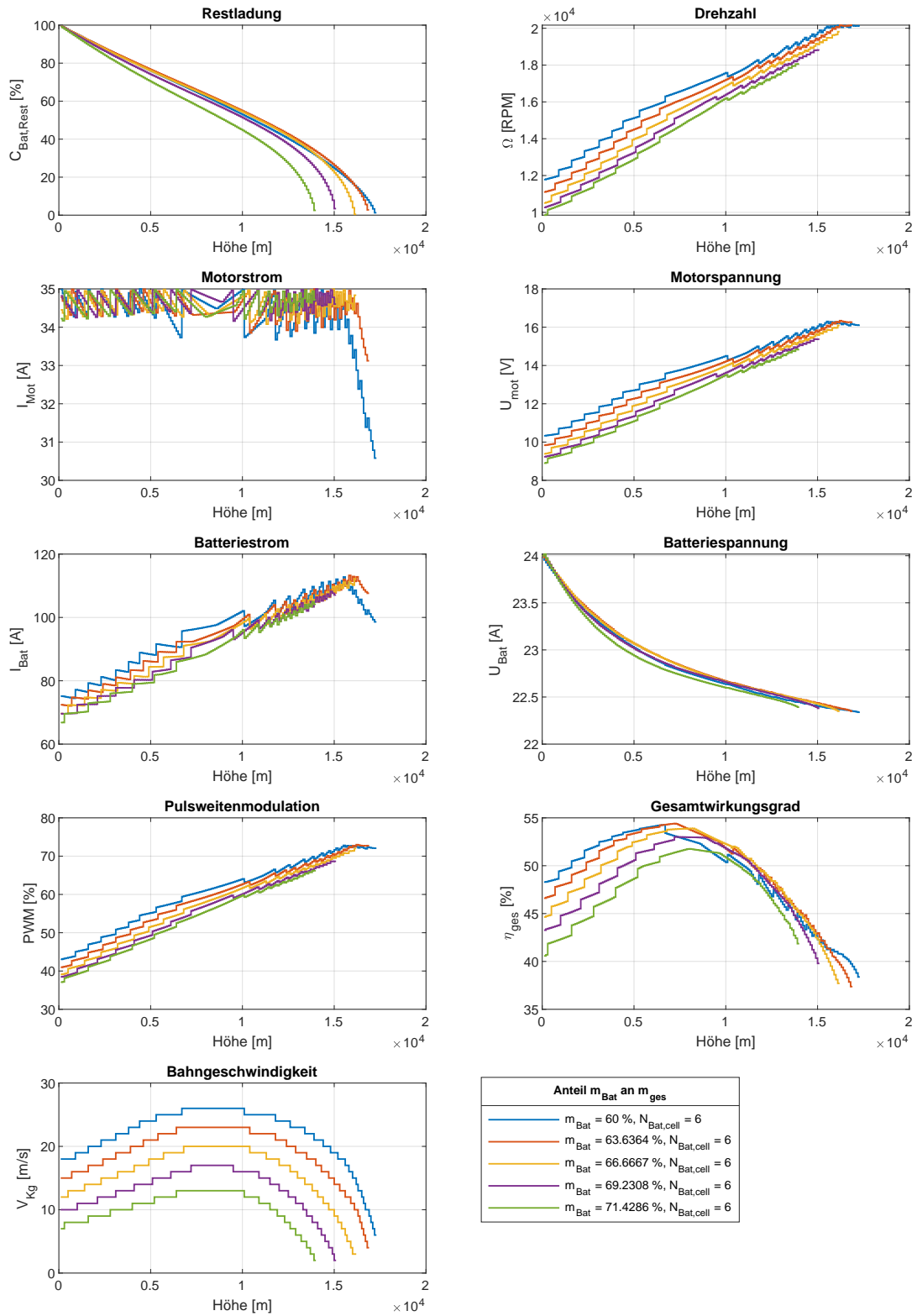


Abbildung A.9.: genauere Untersuchung der Batteriemassenabhängigkeit ($m_{\text{Mot}} = 106 \text{ g}$, $K_V = 1390 \text{ RPM/V}$, $n_{\text{Prop}} = 4$, $\text{Propeller} = 10 \times 3$, $n_{\text{Bat,cell}} = 4$, $u_{\text{Wg}} = 10 \text{ m/s}$)

A.10. Verstellpropeller

Multicopter- und Umgebungsparameter festlegen (im Startskript)	
Diskretisierungen (Geschwindigkeit, Höhe) festlegen	
Aufruf des Hauptskripts: Leistungsberechnung starten	
Für alle Zeilen der APC-Datenbank	
Stimmt Durchmesser mit dem gesuch-	
ja	nein
Gehe zur nächsten Zeile	Lösche Zeile
Für alle Propeller	
ein?	
Extrahiere Propellerkennfeld	
Speicher das Ergebnis unter fortlaufenden Nummern	
Erhöhe Propellerzähler	

Abbildung A.10.: Programmstruktur die Untersuchung des Nutzens eines Verstellpropellers

Initialisierung der Parameterberechnung		
Für alle Höhenabschnitte		
Höhe, Dichte, Luftdruck Temperatur berechnen		
Berechnung des arithmetischen Mittelwertes		
Schub- und Leistungskennfeld anpassen		
Initialisierung der Leistungsberechnung		
Für alle Bahngeschwindigkeiten		
Initialisierungen		
Für alle Propeller		
Leistungsberechnung		
Berechnung benötigter Energiemenge bei dieser Bahngeschwindigkeit mit diesem Propeller		
Sind die Werte NaN?		
nein	ja	
Solange Abbruchkriterium nicht erreicht	Verwerfe alle Ergebnisse	
Finde den Index mit der geringsten verbrauchten Energiemenge	Ø	
Werte innerhalb Leistungs-		
ja		gren- nein
Verlasse Schleife		Suche nächst kleinere Energiemenge
Ø		
Übergabe aller Leistungsparameter mit diesem Index		
Berechne benötigte Energie für Steiggeschwindigkeit		
Sind die Werte NaN?		
nein	ja	
Solange Abbruchkriterium nicht erreicht	Verwerfe alle Ergebnisse	
Finde den Index mit der geringsten verbrauchten Energiemenge	Ø	
Werte innerhalb Leistungs-		
ja		gren- nein
Verlasse Schleife		Suche nächst kleinere Energiemenge
Ø		
Übergabe aller Leistungsparameter mit diesem Index		
Erhöhe Zählervariable		
Ergebnisse der Leistungsparameter in Diagrammen speichern		
Speichern der Diagramme in .pdf-Datei		

Abbildung A.11.: Programmstruktur die Untersuchung des Nutzens eines Verstellpropellers

Der Verlauf des Gesamtwirkungsgrades folgt eindeutig dem Verlauf des Propellerwirkungsgrades. Dieser ist die Ursache für den höheren Gesamtwirkungsgrad des Verstellpropellers (Vgl. Abb. A.12).

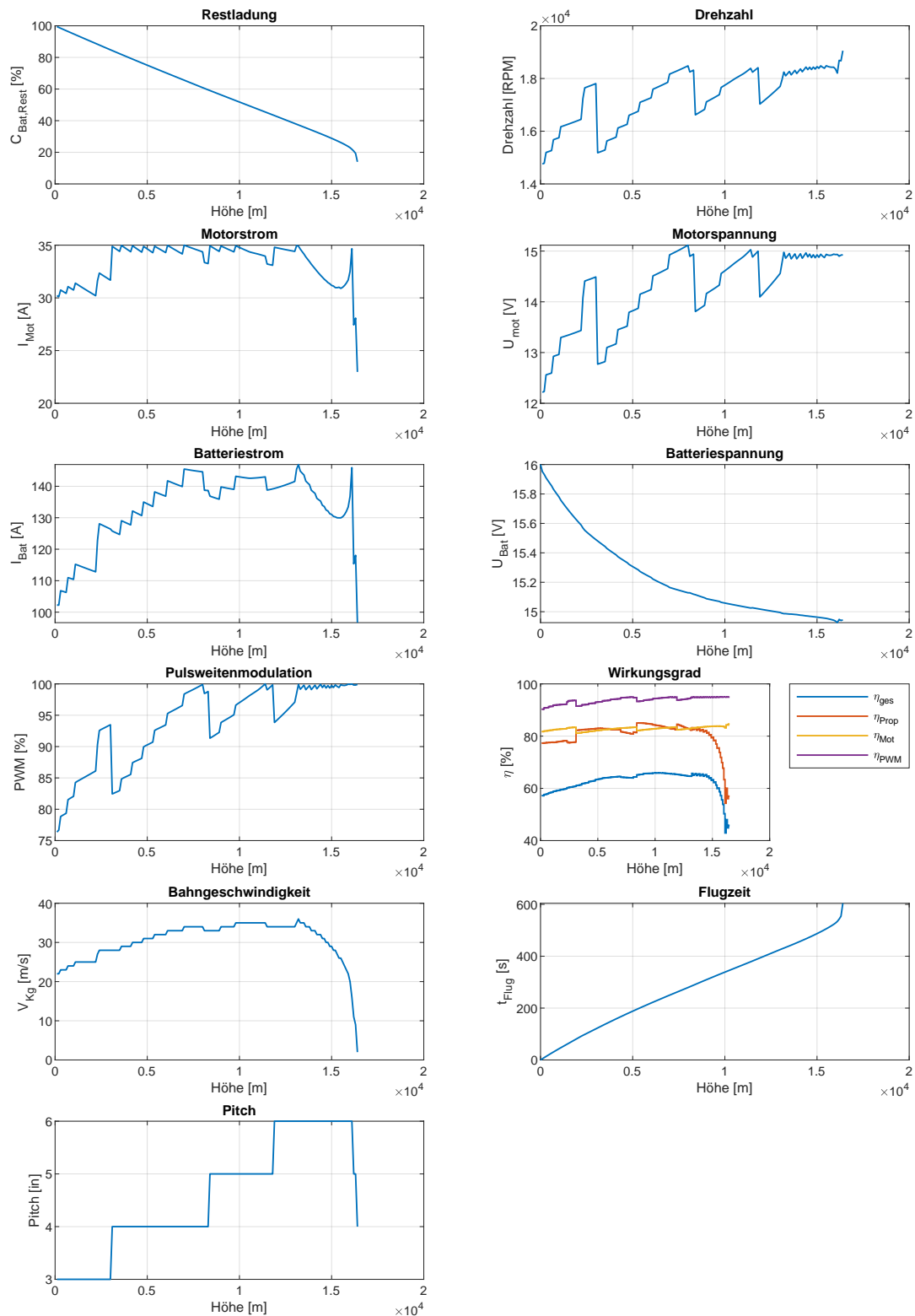


Abbildung A.12.: Einfluss des Verstellpropellers auf die maximal erreichbare Höhe mit besonderem Hinblick auf die Einzelwirkungsgrade

In Abb. A.13 ist der Gewichtseinfluss auf die Flugleistungen eines Multicopters mit Verstellpropeller dargestellt. Das Gewicht verringert die Flugleistungen deutlich. Außerdem kann für die Referenzkonfiguration festgehalten werden, dass der Vorteil des Verstellpropellers bei einem Gewicht des Verstellmechanismus von 85 g pro Propeller kompensiert wird. Insgesamt ergibt dies einen Anteil von ca. 10 % am Gesamtgewicht. Wird dieser Anteil überschritten, ist der Nutzen des Verstellpropeller nichtig. Alle Anteile darunter ergeben einen Nutzen.

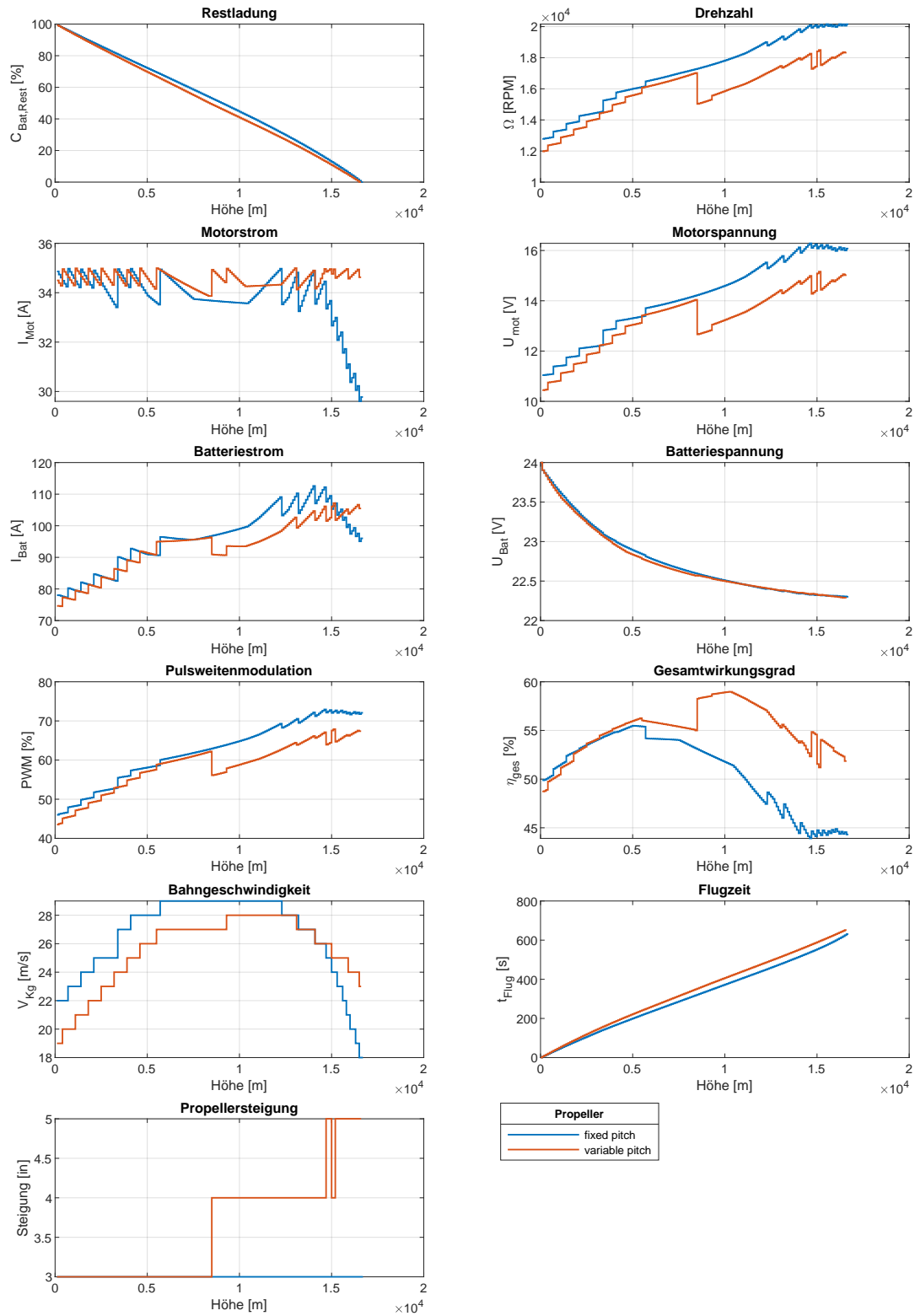


Abbildung A.13.: Einfluss des Verstellpropellers auf die Flugleistungen der Referenzkonfiguration des Multicopters mit einem Gewicht von 85 g pro Verstellereinrichtung

A.11. Getriebe

Multicopter- und Umgebungsparameter festlegen (im Startskript)	
Diskretisierungen (Getriebe, Geschwindigkeit, Höhe) festlegen	
Aufruf des Hauptskripts: Leistungsberechnung starten	
Initialisierung der Parameterberechnung	
Für alle Höhenabschnitte	
Höhe, Dichte, Luftdruck Temperatur berechnen	
Berechnung des arithmetischen Mittelwertes	
Schub- und Leistungskennfeld anpassen	
Initialisierung der Leistungsberechnung	
Für alle Bahngeschwindigkeiten	
Initialisierungen	
Für alle Übersetzungen	
Leistungsberechnung	
Sind die Werte NaN?	
nein	ja
Solange Abbruchkriterium nicht erreicht	Verwerfe alle Ergebnisse
Finde den Index mit der geringsten verbrauchten Energiemenge	Ø
Grenzen überschritten?	
nein	
ja	
Verlasse Schleife	Suche nächst kleineren Energiemenge
Ø	
Übergabe aller Leistungsparameter mit diesem Index	
Berechne benötigte Energie für Steiggeschwindigkeit	
Sind die Werte NaN?	
nein	ja
Solange Abbruchkriterium nicht erreicht	Verwerfe alle Ergebnisse
Finde den Index mit der geringsten verbrauchten Energiemenge	Ø
Grenzen überschritten?	
nein	
ja	
Verlasse Schleife	Suche nächst kleinere Energiemenge
Ø	
Übergabe aller Leistungsparameter mit diesem Index	
Erhöhe Zählervariable	
Ergebnisse der Leistungsparameter in Diagrammen speichern	
Speichern der Diagramme in .pdf-Datei	

Abbildung A.14.: Programmstruktur die Untersuchung des Nutzens eines Getriebes

A.12. Einfluss der Nutzlast

Auf eine Reduzierung der Batteriemasse durch die zusätzliche Nutzlast wird hier bewusst verzichtet. Der Vergleich von Abb. 5.10 mit Abb. A.15 zeigt auf, dass eine Reduzierung der Gesamtmasse im Sinne einer Schubsenkung wenig Einfluss auf die Flugleistungen hat. Dies bestätigt die Aussage aus Abschn. 5.2.6. Der Einfluss der Nutzlast mit konstanten 250 g nimmt ab, je kleiner deren Anteil an der Gesamtmasse ist.

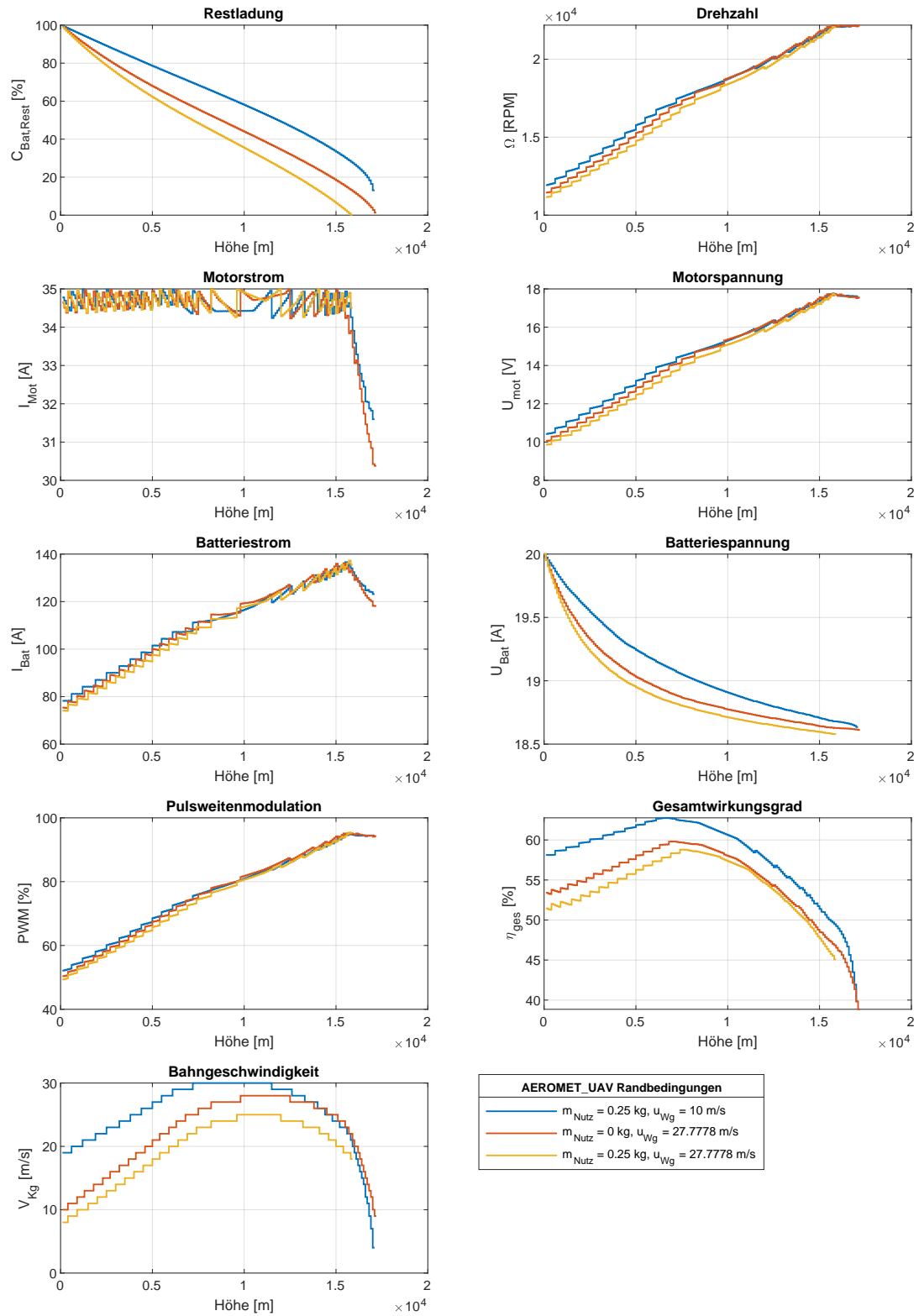


Abbildung A.15.: Einfluss der Batteriemassenreduzierung durch die Nutzlast auf die Flugleistungen der optimalen Lösung (vgl. Tab. 5.2)